

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Кривохатько Ілля Станіславович

УДК 629.735.33

**МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ»**

05.07.01 – аеродинаміка та газодинаміка літальних апаратів

Дисертація на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Київ – 2015

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК ОСНОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ.....	5
ВСТУП.....	9
1. АНАЛІЗ СТАНУ ПРОБЛЕМИ. ВИБІР НАПРЯМУ ДОСЛІДЖЕННЯ, ПОСТАНОВКА РІШЕННЯ НАУКОВОЇ ЗАДАЧІ....	15
1.1. Сучасний стан і напрями розвитку безпілотних літальних апаратів. Аеродинамічні особливості класу «мікро».....	15
1.2. Огляд літальних апаратів та проектів літальних апаратів схеми «тандем»; методів визначення їх аеродинамічних характеристик та рекомендацій до проектування.....	17
1.2.1. Огляд літальних апаратів та проектів літальних апаратів схеми «тандем».....	18
1.2.2. Рекомендації до проектування безпілотних літальних апаратів схеми «тандем».....	24
1.3. Аналіз переваг та недоліків аеродинамічної схеми «тандем». Обґрунтування вибору параметрів аеродинамічної схеми «тандем».....	34
1.4. Аналіз методів розрахунку та вибір програмного забезпечення.....	39
Висновки по розділу 1.....	41
2. МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ»	43
2.1. Метод визначення поздовжніх аеродинамічних характеристик	43
2.2. Метод визначення бокової статичної стійкості.....	66
2.3. Дослідження аеродинамічних характеристик літального апарата з телескопічним крилом при низьких числах Рейнольдса.....	73
2.4. Алгоритм вибору аеродинамічного профілю для літального апарата схеми «тандем» при низьких числах Рейнольдса.....	84

2.5.	Дослідження впливу початкового ступеня турбулентності потоку на аеродинамічні характеристики системи двох профілів.....	90
2.6.	Критерії подібності вихрових систем.....	95
	Висновки по розділу 2.....	103
3.	ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІКИ БЛА СХЕМИ «ТАНДЕМ» В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ.....	104
3.1.	Об'єкт випробувань	104
3.2.	Програма випробувань.....	109
3.3.	Метод проведення випробувань та обробки результатів експерименту.....	112
3.4.	Основні аеродинамічні характеристики базової моделі..	114
3.5.	Визначення впливу поздовжнього винесення крила.....	115
3.6.	Визначення впливу кута поперечного V заднього крила	117
3.7.	Визначення характеристик бокового руху.....	119
3.8.	Оцінка впливу крилових державок.....	122
3.9.	Оцінка впливу захисної сітки для флатерних випробувань..	122
3.10.	Результати візуальних випробувань.....	123
3.11.	Результати льотних випробувань.....	124
	Висновки по розділу 3.....	126
4.	ПОРІВНЯННЯ РОЗРАХОВАНИХ ЗА МЕТОДОМ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИМИ ДАНИМИ.....	131
4.1.	Порівняння розрахованих та експериментальних поляр.....	131
4.2.	Порівняння розрахованих та експериментальних характеристик поздовжньої стійкості	134
4.3.	Порівняння розрахованих та експериментальних характеристик бокової стійкості.....	134

4.4. Порівняння розрахованих та експериментальних характеристик літального апарата з телескопічним крилом.....	136
Висновки по розділу 4.....	138
ВИСНОВКИ.....	139
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ.....	141
ДОДАТОК А.....	150
ДОДАТОК В.....	156
ДОДАТОК С.....	176
ДОДАТОК D.....	250

ПЕРЕЛІК ОСНОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ

АХ	– аеродинамічні характеристики;
БЛА	– безпілотний літальний апарат;
БГФ	– будівельна горизонталь фюзеляжу;
ВО	– вертикальне оперення;
ГО	– горизонтальне оперення;
ЛА	– літальний апарат;
САХ	– середня аеродинамічна хорда;
ПС	– площа симетрії;
індекс 1	– переднє крило;
індекс 2	– заднє крило;
індекс $екв$	– еквівалентне крило;
індекс I	– схема «моноплан»;
індекс II	– схема «тандем»;
X_a	– сила лобового опору;
Y_a	– піднімальна сила;
Z_a	– бокова сила;
M_z	– поздовжній момент;
C_{y_a}	– коефіцієнт піднімальної сили;
C_{x_a}	– коефіцієнт сили лобового опору;
C_{z_a}	– коефіцієнт бокової сили;
$C_{y_{max}}$	– максимальне значення коефіцієнта піднімальної сили;
C_{x0}	– коефіцієнт лобового опору при $c_{y_a} = 0$;
$C_{x_{min}}$	– мінімальне значення коефіцієнта лобового опору;
C_{x_i}	– коефіцієнт індуктивного опору;
C_f	– коефіцієнт місцевого тертя;
$C_{x_{проф}}$	– коефіцієнт профільного опору;
$C_{x_{проф}}^*$	– коефіцієнт профільного опору заднього крила при підвищеному ступені турбулентності;
C_x із $кр$	– коефіцієнт опору ізольованого крила;
C_x $кр$	– коефіцієнт опору крила з урахуванням інтерференції;
K	– аеродинамічна якість;
K_{max}	– максимальна аеродинамічна якість;
m_z	– коефіцієнт моменту тангажа;
m_{z0}	– коефіцієнт поздовжнього моменту при нульовій піднімальній силі;
C_y^α	– похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки;
$C_{y_{проф}}^\alpha$	– похідна від коефіцієнта піднімальної сили профілю за кутом атаки;

m_z^α	– похідна коефіцієнта моменту тангажа за кутом атаки;
$m_z^{c_y}$	– похідна коефіцієнта моменту тангажа за коефіцієнтом піднімальної сили;
x_F	– положення аеродинамічного фокусу за кутом атаки;
$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_A}$	– відносне положення аеродинамічного фокусу за кутом атаки;
q	– швидкісний напір потоку;
ρ	– густина повітря;
V_∞	– швидкість незбуреного потоку;
Re	– число Рейнольдса;
M	– число Маха;
α	– кут атаки;
α_0	– кут атаки нульової піднімальної сили;
$\alpha_{кр}$	– критичний кут атаки;
$\Delta\alpha_{ск}$	– кут скосу потоку;
$\Delta\alpha_{ск12}$	– кут скосу на задньому крилі, індукований вихорами переднього крила (взаємоіндукція);
$\Delta\alpha_{ск22}$	– кут скосу на задньому крилі, індукований вихорами заднього крила (самоіндукція);
$\Delta\alpha_{пр}$	– кут скосу потоку від приєднаного вихору крила;
$\Delta\alpha_{віл}$	– кут скосу потоку від вільних вихорів крила;
β	– ступінь турбулентності потоку;
ε	– кут скосу потоку за переднім крилом при $\alpha_1 = \alpha_{01}$;
ε_0	– похідна від кута скосу потоку за кутом атаки;
ε^α	– кут установки крила;
φ	– кут деградації;
$\Delta\varphi = \varphi_2 - \varphi_1$	– розмах крила;
l	– відстані між лініями 25 % хорд переднього та заднього крил вздовж і перпендикулярно будівельній горизонталі фюзеляжу;
l_{x0}, h_0	– відстані між лініями 25 % хорд переднього та заднього крил вздовж і перпендикулярно потоку;
l_x, h	– площа крила;
S	– площа крила, зайнята фюзеляжем;
$S_{пф}$	– площа механізації;
$S_{мех}$	– видовження крила;
$\lambda = l^2 / S$	– ефективне видовження крила;
λ_{ef}	– звуження крила;
η	– стрілоподібність крила;
η	– кут поперечного V крила;
χ	– хорда;
ψ	– хорда крила з випущеною механізацією;

b	
b_{mex}	
c	– товщина профілю; звисання крила;
$\bar{c} = \frac{c}{b}$	– відносна товщина профілю крила;
f	– кривизна профілю;
$\bar{f} = \frac{f}{b}$	– відносна кривизна профілю;
Φ	– форма профілю крила;
e	– коефіцієнт Освальда;
k_{int}	– коефіцієнт інтерференції крила з фюзеляжем;
$k_v = \frac{q_2}{q_1}$	– коефіцієнт гальмування потоку.

Назви, позначення та визначення коефіцієнтів аеродинамічних сил та моментів, що діють в системі швидкісних осей координат, наведені в табл. В.1 (ГОСТ 20058 – 74).

Визначення аеродинамічних сил та моментів

Назва (ГОСТ 20058 – 74)	Позначення та визначення (ГОСТ 20058 – 74)
Коефіцієнт лобового опору	$c_{xa} = \frac{X_a}{qS}$
Коефіцієнт піднімальної сили	$c_{ya} = \frac{Y_a}{qS}$
Коефіцієнт бокової сили	$c_{za} = \frac{Z_a}{qS}$
Коефіцієнт моменту крену	$m_x = \frac{M_x}{qSl}$
Коефіцієнт моменту ристання	$m_y = \frac{M_y}{qSl}$
Коефіцієнт моменту тангажу	$m_z = \frac{M_z}{qSb_A}$
<p>Примітка. В таблиці прийняті умовні позначення:</p> <p>S – характерна площа (площа крила);</p> <p>l – характерна довжина (розмах крила);</p> <p>$q = \frac{\rho V_\infty^2}{2}$ – швидкісний напір незбуреного потоку;</p> <p>$b_A = \frac{2}{S} \int_0^{1/2} b^2(z) dz$ – середня аеродинамічна хорда крила (САХ).</p>	

ВСТУП

Актуальність теми. В зв'язку із широким застосуванням в різних галузях світової економіки безпілотних літальних апаратів перед сучасною аеродинамікою постають задачі проектування та оптимізації аеродинамічного обрису нових класів літальних апаратів з урахуванням їх специфіки. Зокрема, це відноситься до безпілотних літальних апаратів класу «мікро» (масою до 5 кг), в тому числі нетрадиційної схеми «тандем», яка набула певного розповсюдження для таких апаратів.

В той час як класична аеродинамічна схема досконально досліджена, для схеми «тандем» існуючий метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарату на початкових стадіях його проектування не дає прийняттого узгодження з матеріалами експерименту, не враховує ефекти турбулентності і не дозволяє розраховувати бокові характеристики. Це призводить до істотного зростання необхідної кількості експериментальних досліджень в аеродинамічній трубі, а також льотних випробувань, що супроводжуються ризиком втрати апарату.

Одним з перспективних напрямків подальшого підвищення ефективності схеми «тандем» є використання телескопічного крила, що дозволяє збільшити максимальну аеродинамічну якість літального апарата.

Враховуючи вищесказане, актуальною науково-технічною задачею є створення методу дослідження та розрахунку аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарата схеми «тандем» класу «мікро».

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертація виконана на кафедрі Приладів та систем керування літальними апаратами Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут» у відповідності до договорів №1 між НТУУ «КПІ» та ДП «ДККБ «Луч» від 04.07.2008 р. та №12 від 19.11.2014 р., та відповідає напряму науково-дослідної роботи №0114U004361 від 11.06.2014 р. «Дослідження аеродинамічних та

конструктивно-технологічних параметрів телескопічного крила безпілотного літального апарата».

Мета і задачі дослідження. Мета дисертаційної роботи полягає у створенні методу визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» на початкових стадіях проектування.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити **задачі**:

1. Дослідити аналітично та експериментально поздовжні та бокові аеродинамічні характеристики безпілотного літального апарата схеми «тандем» та розробити метод їх визначення з урахуванням початкового ступеня турбулентності та інтерференції несучих поверхонь.

2. Дослідити аеродинамічні характеристики БЛА схеми «тандем» класу «мікро» з телескопічним крилом.

3. Розробити алгоритм вибору профілів крил літального апарата з урахуванням специфіки схеми «тандем» та низьких чисел Рейнольдса.

4. Визначити критерії подібності вихрових систем для порівняння результатів аеродинамічних випробувань моделей схеми «тандем».

5. Довести метод до інженерного використання та розробити комплекс програм, який дозволить розраховувати аеродинамічні характеристики літального апарата на початкових стадіях проектування.

Об'єкт дослідження – процес обтікання повітрям літального апарата схеми «тандем».

Предмет дослідження – аеродинамічні характеристики літального апарата схеми «тандем».

Методи дослідження – аналітичні методи визначення аеродинамічних характеристик на основі теоретичної аеродинаміки та попередніх експериментальних даних; числові методи розв'язання рівнянь Нав'є–Стокса за методом Рейнольдса з використанням різних моделей турбулентності (програмний пакет *Ansys*); експериментальний метод визначення аеродинамічних характеристик моделі апарата в аеродинамічній трубі; методика льотних випробувань.

Наукова новизна отриманих результатів.

1. *Вперше* розроблено аналітично-числовий метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем», що дозволяє розраховувати як поздовжні, так і бокові аеродинамічні коефіцієнти з урахуванням інтерференції переднього та заднього крил при наявності V-подібності крил.

2. *Вперше* визначено критерії подібності вихрових систем літальних апаратів схеми «тандем», що дозволяють переносити результати розрахунку індуктивного опору моделей при відсутності їх повної геометричної подібності.

3. Новими є результати щодо впливу початкового ступеня турбулентності потоку на інтерференцію крил в схемі «тандем»: при збільшенні ступеня турбулентності негативна інтерференція зменшується; *вперше* визначено поправки на ступінь турбулентності (наприклад, в аеродинамічній трубі) для заднього крила, які відрізняються від поправок для переднього крила.

4. Експериментально виявлено нові закономірності впливу геометричних параметрів ЛА (винесення крила, співвідношення розмахів, кута поперечного V) на аеродинамічні характеристики (максимальну аеродинамічну якість): якщо розмах заднього крила більше, ніж переднього, ефективність поперечного V крила зростає при збільшенні поздовжнього винесення. Причиною є взаємодія і, як наслідок, деформація вільних вихорів переднього та заднього крил.

Практичне значення отриманих результатів.

1. Запропонований метод дозволяє на початкових стадіях проектування визначати поздовжні та бокові аеродинамічні характеристики безпілотного літального апарата схеми «тандем» класу «мікро», що забезпечує пришвидшення та здешевлення процесу проектування літального апарата;

2. Метод доведено до інженерного використання, розроблено прикладне програмне забезпечення, що дозволяє визначати аеродинамічні характеристики літального апарату в автоматизованому режимі;

3. Запропоновано порядок побудови аеродинамічного профілю для літального апарата схеми «тандем» в умовах низьких чисел Рейнольдса (патент України №75557), який порівняно з найближчими аналогами забезпечує при незмінній

максимальній аеродинамічній якості приріст максимального коефіцієнту піднімальної сили та зменшення балансувальних втрат;

4. Для заднього крила визначено поправки на ступінь турбулентності, що дозволяє підвищити точність визначення профільного опору на ~20...25 %.

Результати дисертаційної роботи впроваджені при створенні безпілотних літальних апаратів в ДП «ДержККБ «Луч» (Акт впровадження від 16.06.2015 р.), в ДП «ДКБ авіації загального призначення» (Акт впровадження від 03.06.2015 р.).

Особистий внесок здобувача. Основні результати дисертаційної роботи отримані здобувачем самостійно. У роботах, опублікованих в співавторстві, здобувачу належить визначення аеродинамічних характеристик літальних апаратів аналітичними, числовими та експериментальними методами, а також розробка аналітичних методів.

Апробація результатів. Основні результати досліджень, що включені в дисертацію, докладались та обговорювались на: 1) IV Міжнародній конференції студентів та молодих вчених «Intelligence, Integration, Reliability», м. Київ, 21–22 квітня 2011 р.; 2) VI Міжнародній конференції студентів та молодих вчених «Intelligence, Integration, Reliability», м. Київ, 17–18 квітня 2013 р.; 3) IX Міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», м. Київ, 17–18 квітня 2013 р.; 4) XI Міжнародній науково-технічній конференції «AVIA-2013», м. Київ, 21–23 травня 2013 р.; 5) Другій міжнародній науково-технічній конференції «Актуальні проблеми розвитку безпілотних літальних апаратів», м. Київ, 15–17 жовтня 2013 р.; 6) Міжнародній науково-технічній конференції «Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики», м. Київ, 23–24 жовтня 2013 р.; 7) VII Міжнародній конференції студентів та молодих вчених «Intelligence, Integration, Reliability», м. Київ, 28–29 квітня 2014; 8) науково-технічній конференції викладачів, науковців, аспірантів та студентів, присвяченій «Дню науки-2014», 26–28 травня 2014 р.

Публікації. Матеріали дисертаційних досліджень опубліковано у 18 журналах та збірниках, з них 7, що входять до переліку фахових видань ДАК України, 1 робота в періодичному виданні Польщі («Transactions of the institute of aviation»,

Варшава). Загалом – 5 публікацій у наукометричних виданнях. Крім того, за результатами роботи одержано 2 патенти.

Структура та обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається зі вступу, переліку основних скорочень та позначень, чотирьох розділів, висновків, переліку використаних джерел, додатків. Загальний обсяг дисертації становить 140 сторінок, містить 183 рисунки і 28 таблиць. Список використаних джерел містить 72 посилання.

В **першому розділі** проводиться аналіз напрямів розвитку безпілотної авіації, зокрема, класу «мікро»; визначено специфіку аеродинаміки даного класу, а саме діапазон льотних чисел Рейнольдса ($1,0 \cdot 10^5 \leq Re \leq 3,0 \cdot 10^5$). Представлено огляд літальних апаратів схеми «тандем», що з'явилися в останні 50 років, і набули певного поширення серед літальних апаратів класу «мікро». В Україні БЛА схеми «тандем» створені, зокрема, в Харківському авіаційному університеті («Поиск-2», «Інспектор-1», «Пчелка»), ДП «ДержККБ «Луч»; наукові дослідження проведені в Інституті гідродинаміки НАН України. В розділі проаналізовано переваги та недоліки схеми «тандем», узагальнено рекомендації щодо аеродинамічного обрису таких літальних апаратів.

Проведено огляд та аналіз методів визначення аеродинамічних характеристик літальних апаратів схеми «тандем». Показано, що аеродинаміка даної схеми досліджена в значно меншій мірі, ніж традиційної схеми. Дається узагальнення рекомендацій щодо аеродинамічного обрису літального апарата схеми «тандем».

Другий розділ присвячений аналітично-числовому методу визначення поздовжніх та бокових аеродинамічних характеристик БЛА схеми «тандем», зокрема, класу «мікро». Запропоновано загальний метод розрахунку основних аеродинамічних характеристик безпілотної літального апарата схеми «тандем» класу «мікро» в поздовжньому каналі на основі визначення числовими методами скошу потоку за переднім крилом. Аналітично досліджено вплив кута поперечного V переднього та заднього крил на аеродинамічні характеристики. Запропонований метод розвинуто для визначення характеристик бокової статичної стійкості літальних апаратів схеми «тандем». Проаналізовані аеродинамічні характеристики

телескопічного крила як перспективного напрямку вдосконалення аеродинаміки БЛА класу «мікро», зокрема, схеми «тандем». Створено математичну модель одно- та багатоступінчатого телескопічного крила при низьких числах Рейнольдса; надалі запропоновано розширення методу для крила складної форми в плані при низьких числах Рейнольдса. Представлено алгоритм вибору аеродинамічного профілю та дослідження аеродинамічних характеристик профілів при низьких числах Рейнольдса. Числовими методами досліджено вплив початкового ступеня турбулентності потоку на аеродинамічні характеристики системи двох профілів. Для порівняння результатів випробувань ЛА та їх моделей в різних умовах визначено критерії подібності вихрових систем схеми «тандем».

В **третьому розділі** наводяться та аналізуються результати дослідження аеродинамічних характеристик моделі літального апарата схеми «тандем» в аеродинамічній трубі. Розглядається вплив інтервалу винесення крил та кута поперечного V крила на поздовжні та бокові аеродинамічні характеристики. Також представлені результати візуальних випробувань з визначенням розташування вільних вихорів при різних геометричних параметрах моделі.

В **четвертому розділі** проведено порівняння результатів застосування запропонованого методу з результатами випробувань в аеродинамічній трубі. Порівняння розрахованих та експериментальних поляр, характеристик поздовжньої стійкості, бокової стійкості, аеродинамічних характеристик моделі з телескопічним крилом показало узгодження між теоретичними і практичними результатами в межах похибки 10 %.

1. АНАЛІЗ СТАНУ ПРОБЛЕМИ. ВИБІР НАПРЯМУ ДОСЛІДЖЕННЯ, ПОСТАНОВКА РІШЕННЯ НАУКОВОЇ ЗАДАЧІ

1.1. Сучасний стан і напрями розвитку безпілотних літальних апаратів. Аеродинамічні особливості класу «мікро»

Галузь безпілотних літальних апаратів розвивається стрімкими темпами в усіх розвинених країнах світу [1, с. 7]. Безпілотні літальні апарати виконують місії небезпечні, шкідливі, фізично важкі та економічно витратні для пілотованих літальних апаратів [2, с. 2].

Найбільш численним класом безпілотних авіаційних комплексів (БпАК) є Man Portable UAS (транспортна маса 10...15 кг, розміри контейнера 1x0,5x0,3 м [3]), до складу яких входять безпілотні літальні апарати (БЛА) злітною масою до 5 кг (клас «мікро» (μ) згідно міжнародної класифікації UVS International [4]).

Маса літального апарата впливає на його аеродинаміку не тільки кількісно, а й якісно, так як до класу «мікро» необхідно застосовувати аеродинаміку малих чисел Рейнольдса, що суттєво відрізняється від аеродинаміки літаків [5].

Наближено зв'язок між масою та числом Рейнольдса можна встановити з міркувань рівності сили тяжіння і піднімальної сили ЛА в крейсерському польоті:

$$mg = c_y \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Так як видовження крила

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{l}{b_{\text{СРХ}}},$$

$$\text{то } S = \frac{l^2}{\lambda} = \frac{(\lambda b_{\text{СРХ}})^2}{\lambda} = \lambda b_{\text{СРХ}}^2,$$

$$mg = c_y \frac{\rho V^2}{2} \lambda b_{\text{СРХ}}^2 = c_y \lambda \frac{\rho v^2}{2} \frac{V^2 b_{\text{СРХ}}^2}{v^2} = \frac{1}{2} c_y \rho v^2 \lambda \cdot Re^2.$$

$$Re = \frac{1}{v} \sqrt{\frac{2mg}{c_y \rho \lambda}}$$

Для дозвукових літальних апаратів коефіцієнт піднімальної сили в крейсерському режимі варіюється у вузьких межах $c_y \sim 0,5$, густина ρ та в'язкість ν

залежать насамперед від температури повітря і атмосферного тиску (тобто фактично від висоти польоту). Видовження крила λ залежить від призначення ЛА, використаних конструкційних матеріалів тощо і слабо корелює з його масою. Таким чином, статистично при інших рівних умовах число Рейнольдса, розраховане по САХ крила, пропорційно квадратному кореню маси літального апарата

$$Re \sim \sqrt{m}$$

Виконаємо числову оцінку для БЛА класу «мікро» (тобто масою до 5 кг).

Коефіцієнт кінематичної в'язкості $\nu = 1,37 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 / \text{с}$ при $t=0^\circ\text{C}$, $\nu = 1,57 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 / \text{с}$ при $t=20^\circ\text{C}$; крейсерський коефіцієнт піднімальної сили приймемо $c_y = 0,45 \dots 0,55$, густина повітря за Міжнародною стандартною атмосферою на рівні моря $\rho = 1,225 \text{ кг/м}^3$. Видовження крила для легких і надлегких ЛА рекомендовано обирати в діапазоні $\lambda = 5 \dots 7$ [6]. Підставляючи максимальні та мінімальні величини ν , λ і c_y , одержуємо для БЛА масою $m=5$ кг число Рейнольдса в діапазоні:

$$Re_{\text{моноплан}} = (2,9 \dots 4,35) \cdot 10^5.$$

Для БЛА схеми «тандем» середнє число Рейнольдса є нижчим, так як несуча площа розподіляється по двох крилах (при рівних площах крила в «моноплана» і «тандема» та однакових передньому і задньому крилах в схемі «тандем» хорда крила і число Рейнольдса в останнього будуть в $\sqrt{2}$ раз меншими). Це безперечно є недоліком застосування схеми «тандем» для мікро-БЛА, так як профільний опір крила суттєво зростає при зменшенні числа Рейнольдса в даному діапазоні.

$$Re_{\text{тандем}} \approx Re_{\text{моноплан}} / \sqrt{2} = (2,0 \dots 3,0) \cdot 10^5.$$

При зниженні маси БЛА менше 5 кг число Рейнольдса також зменшується. Нижньою межею є критичне число Рейнольдса для даного профілю, так як при менших числах Рейнольдса коефіцієнт профільного опору стрімко зростає. Так для мікро-БЛА тандемної схеми «Сокіл-2» з видовженням крила (усередненим за переднім і заднім) $\lambda \approx 10$ розрахунок за формулою при температурі повітря $t=20^\circ\text{C}$ показує:

$$Re_{\text{тандем}} \approx 2,55/\sqrt{2} \cdot 10^5 = 1,80 \cdot 10^5.$$

Фактичне число Рейнольдса для даного БЛА з хордою одного крила ($b=0,11$ м) в крейсерському режимі ($V=25$ м/с) при $t=20^\circ\text{C}$ дорівнює $Re_{\text{факт}}=1,75 \cdot 10^5$.

Тобто результати оціночного розрахунку виявляються близькими до реальних (в даному випадку похибка не перевищує 3 %).

Аеродинамічна схема ЛА характеризує його геометричні та конструктивні особливості. Відомо багато ознак, за якими класифікують аеродинамічні схеми: в залежності від взаємного розташування несучих поверхонь виділяють основні аеродинамічні схеми: нормальна, «безхвістка», «качка», «тандем».

В той час як «нормальна» аеродинамічна схема є детально вивченою, сучасні авіаційні матеріали дають шанс реабілітуватись і нетрадиційним схемам, зокрема, з тандемним розташуванням крил [7, с. 36]. Для малих БЛА, розрахованих на максимальну тривалість польоту схема «тандем» може виявитись оптимальною, так як ще в 1936му році на ній було встановлено тогочасний рекорд тривалості польоту [8, с. 146]. З іншого боку схема «тандем» є доцільною в конструктивному аспекті для літальних апаратів, що розкладаються в польоті (наприклад, контейнерного старту), так як дає можливість істотно (~ на 40...45 %) зменшити розмах. Схема «тандем» є одним із напрямів розвитку екранопланобудування, адже дозволяє вирішити актуальну для даного типу ЛА проблему поздовжньої стабілізації [9].

Отже, на сучасному етапі розвитку безпілотної авіації варто приділити увагу нетрадиційній аеродинамічній схемі «тандем». В стрімко прогресуючому класі «мікро» безпілотні літальні апарати схеми «тандем» мають крейсерське число Рейнольдса $Re \leq 3,0 \cdot 10^5$.

1.2. Огляд літальних апаратів та проектів літальних апаратів схеми «тандем»; методів визначення їх аеродинамічних характеристик та рекомендацій до проектування

Аеродинамічна схема «тандем» характеризується двома порівнянними за габаритами крилами, розташованими одне за одним. Попри те, що актуальність

схеми «тандем» найбільша для мікро-БЛА, очевидно, що певні виявлені закономірності будуть справедливі і для більших БЛА, і для пілотованих ЛА.

1.2.1. Огляд літальних апаратів та проектів літальних апаратів схеми «тандем»

Вичерпний огляд літаків схеми «тандем», створених до 1980-х рр. включно наведено в монографії [7, с. 36]. Зазначається, що в схемі «тандем» зростають маса планера, а поряд із зростанням піднімальної сили збільшується опір літального апарата. Більшість розробок стосуються першої половини ХХ сторіччя, після чого схема тривалий час не застосовувалась. Відродження ідеї відбулось 1977 р. в літаку «Квікі» (англ. «Quickie», розробники Т. Джуїт, Дж. Шихен, Б. Рутан). Розмах крила – 5,2 м, повна площа крила – 4,98 м², злітна маса – 217 кг, максимальна швидкість – 203 км/год, потужність двигуна – 18 к. с. (рис. 1.1). Успішність розробки [7, с. 53] забезпечується використанням новітніх конструкційних матеріалів (склотканини, пінопласту), що дозволяють забезпечити високу якість поверхні ЛА та застосувати точні ламінаризовані аеродинамічні профілі. За приблизно однаковими розмахом і площею крил даний літак можна вважати тандемом, хоча його проектувальники зараховують його до схеми «качка», так як рулі висоти знаходяться на передньому крилі, а елерони – на задньому. На базі даної моделі були створені двомісні модифікації Q2 та Q200 з двигунами у 64 та 105 к. с.

В 1985-у році здійснив перший успішний політ подібний до «Quickie» за компоновкою одномісний літак «А-8» виробництва «Аеропракт» (рис. 1.2). Площа переднього крила – 2,47 м², площа заднього крила – 2,44 м², злітна маса – 223 кг, маса порожнього – 143 кг, максимальна аеродинамічна якість – 12, максимальна швидкість – 220 км/год., максимальна допустима швидкість – 300 км/год., максимальне експлуатаційне перевантаження – 6, розбіг – 150 м, пробіг – 150 м, потужність двигуна 35 к. с., швидкопідйомність – 5 м/с [10]. Літак виготовлено повністю з пластику, аеродинамічний профіль переднього крила RAF-32, заднього – FX-60-126.

Компанією «Воут» (США) були проведені аеродинамічні дослідження моделей ЛА схеми «тандем» (рис. 1.3). Розміщення на кожному крилі елевонів розмахом $b/2$ та шириною $c/4$, що відхиляються на кут $\sim 9,8^\circ$, забезпечує балансування в діапазоні коефіцієнтів піднімальної сили від 0 до 1,4. Модель продемонструвала гарні зривні характеристики, на зривних режимах спостерігалась тенденція до інтенсивного пікірування; бафтинг виявився значно слабшим, а індуктивний опір – значно меншим за моноплан [11, с. 60]. Шляхова стійкість була близькою до такої в моноплана. На основі продувок було зроблено висновок про те, що перевага тандем-крила над монопланом в індуктивному опорі навіть більша, ніж передбачалось теоретично. Втім, дана модель є непридатною для втілення через проблеми аеропружності, так як заднє крило з вертикальним оперенням діє як велике Т-подібне оперення і створює несиметричну з точки зору жорсткості систему. Тому було розроблено іншу компоновку ЛА схеми «тандем» (рис. 1.4). В цьому ЛА переднє крило має майже нульове поперечне V , а заднє – велике поперечне V (більше 30°). Таким чином, значний вертикальний інтервал між кінцями крил забезпечує малий індуктивний опір. Кінці заднього крила мають значний від'ємний поперечний V , спрофільовані так, як кінцеві аеродинамічні поверхні (КАПи). Ці КАПи забезпечують шляхову стійкість, при чому їх ефективність як вертикального оперення підвищується завдяки розміщенню подалі від мотогондол. Приріст площі крила внаслідок додавання КАП компенсується їх позитивним впливом на індуктивний опір апарата. Схема стійка відносно всіх трьох осей. Розроблявся також проект (рис. 1.5), в якому рушієм є гвинт.

В 1987 р. здійснив перший політ дослідний зразок літака АТТТ компанії «Скейл композітс» [12], що задумувався як військовий транспорт малої дальності місткістю до 14 десантників. Відмінні характеристики вкороченого зльоту і посадки забезпечуються аеродинамічною компоновкою з трьома несучими поверхнями: два тандемно розташованих крила і Т-подібне оперення (рис. 1.6). Крила розташовуються приблизно на одному рівні, з'єднуються мотогондолами, що дозволяє полегшити конструкцію крила, підвищити його жорсткість на кручення та

вирішити проблему розташування необхідної кількості палива. Кожна консоль обладнана двосекційними закрилками та елероном, в конструкції крил застосовано чотири різні профілі. Заднє крило має більший розмах та невеликий від'ємний кут поперечного V (менше 5°), тоді як переднє крило має додатній поперечний V ($\sim 5^\circ$). Компоновка забезпечує аеродинамічну якість на зльоті ~ 20 , $c_y \approx 3,35$. На крейсерському режимі всі три поверхні є несучими. Конструкція планера на 70% складається з композитних матеріалів. Довжина 22 м, розмах переднього крила 18,5 м, розмах заднього – 23,4 м, висота – 4,3 м, максимальна злітна маса – 25500 кг, маса корисного навантаження – 5670 кг, швидкість на висоті 900 м – 600 км/год.

На експериментальному машинобудівному заводі імені М'ясищева наприкінці 80-х років розроблявся проект «52» [13, с. 2] – транспортний літак з рекордною масою корисного навантаження (від 200 до 500 тон). Концептуально розглядалась схема «тандем», що дозволила б максимально збільшити піднімальну силу та використовувати вантаж (рис. 1.7). Оптимальне проектування профілів та вибір кута деградації дозволило б мінімізувати негативну інтерференцію та знизити аеродинамічні втрати. На задньому крилі встановлені шайби вертикального оперення. Розробка літака була зупинена на етапі проектування.

В 1997 р. стартував проект Aerospace Sciences Corporation з розробки БЛА схеми «тандем» зі з'єднаними крилами [14]. Довжиною 4 м, з розмахом крил 2,8 м і максимальною злітною масою у 85 кг (25 кг – корисне навантаження) апарат був обладнаний двигуном у 18 к. с. (рис. 1.8). У порівнянні з літаком «Квікі» (див. рис. 1.1) – при однаковій потужності двигунів маса корисного навантаження останнього в 3,5 рази більша – даний проект потрібно визнати невдалим. Можлива причина – великі вертикальні поверхні, що створюють значний опір.

В 1998 р. здійснив перший політ експериментальний літак Берта Рутана «Proteus», що встановив кілька світових рекордів (рис. 1.9). Виконаний за схемою «тандем» з крилом великого видовження (що забезпечує малий індуктивний та загальний опір літака), він здатний близько 18 годин здійснювати політ на висоті 19,8 км. Особливості аеродинамічної компоновки: переднє крило меншого розмаху

та видовження, розташоване вище заднього [15]. Горизонтальний інтервал між крилами $\sim 6,5 \dots 7$ м, вертикальний $\sim 1,0 \dots 1,5$ м.

На початку XXI століття компанією «Боїнг» розпочалась розробка десантного конвертиплана Quad TiltRotor (QTR) з масою корисного навантаження 26 т [16]. Зліт відбувається за допомогою чотирьох несучих гвинтів, розташованих на кінцях консолей, при цьому вісі двигунів орієнтовані вертикально. В крейсерському режимі вісі двигунів орієнтовані вздовж будівельної горизонталі й апарат є по суті літаком схеми «тандем» (рис. 1.10). Заднє крило розташовується дещо вище за переднє.

В кінці 2000х був розроблений БЛА тандемної схеми Draganfly Tango (рис. 1.11). Патентоване тандемне крило забезпечувало високі льотні, в тому числі плавні зривні характеристики [17]. Довжина БЛА 1,2 м, розмах – 1,5 м, злітна маса – 2,8 кг, маса корисного навантаження – 1,14 кг, крейсерська швидкість – 50...60 км/год, максимальна – 95 км/год, звалювання – 35 км/год, максимальна висота – 640 м, час польоту – 50 хвилин. Переднє крило розташовується дещо вище за заднє (~ 50 мм), інтервал між крилами вздовж БГФ ~ 380 мм, хорди крил ~ 240 мм. Елерони розташовувались на задньому крилі. Зазначимо використання КАП на обох крилах для зменшення опору та підвищення аеродинамічної якості. Використано V-подібне оперення (частину функцій якого виконують КАПи) та тягнучий гвинт.

БЛА «Switchblade» розроблений для трубного старту, має крила тандемної схеми, що розкладаються після запуску, керується оператором та відсилає потокове відео з електро-оптичного датчика (рис. 1.12). Після знаходження цілі та закінчення передачі даних про дислокацію супротивника він складає крила та перетворюється на зброю, що самонаводиться на ціль, і підриває малу боєголовку [18]. Крила знаходяться практично в одній площині, гвинт штовхаючий. В якості профілю крила було використано тонку пластину, що може бути виправданим для ЛА з життєвим циклом до десяти хвилин.

В 2008 р. було подано патентну заявку на винахід, наукове значення якого полягає у виявленні позитивної інтерференції системи двох крил [19]. Заднє крило розташовується вище за переднє, має профіль та видовження такі, щоб приріст

піднімальної сили за кутом атаки був більшим, ніж у переднього крила (при однакових профілях достатньо більшого видовження заднього крила), що забезпечує стійкість системи в поздовжньому каналі (рис. 1.13). Відстань між задньою кромкою переднього крила та носком заднього крила складає 0,5...1,5 довжини САХ заднього крила. Площа заднього крила приблизно в 1,5 рази менша за площу переднього. Принцип дії полягає в тому, що заднє крило зменшує розрідження над задньою кромкою переднього крила, таким чином зона зриву потоку на передньому крилі виявляється меншою, ніж для крила без інтерференції. Відповідно, зменшення зони відриву призводить до зниження рівня турбулентності за переднім крилом, заднє крило обтікається більш ламінарним потоком і створює менший опір. Досягнуто підвищення критичного кута атаки системи двох крил до значень більше 30° . До недоліків системи, не відмічених автором, треба віднести:

- мале видовження обох крил (~ 3 для переднього крила та $\sim 4,5$ для заднього), що призводить не лише до збільшення критичних кутів атаки, а й до зменшення максимальної піднімальної сили та аеродинамічної якості, не вказаних в заявці;

- зменшення несучої здатності заднього крила при малих кутах атаки ($\alpha < 5^\circ$) через збільшення швидкості потоку, що обтікає нижню поверхню заднього крила, і відповідно, зменшення тиску (підпору) і піднімальної сили;

- вже при невеликих кутах атаки ($\sim 10^\circ$ для зображеної геометрії) заднє крило потрапляє в затінення від переднього, що призводить до зниження піднімальної сили. Навіть при збереженні стійкості системи в поздовжньому каналі буде спостерігатись суттєве відхилення графіку $m_z(c_y)$ від лінійного, що створить складності в керуванні реальним літальним апаратом.

В 2009 р. було представлено радіокерований БЛА «Coyote» (рис. 1.14) з максимальною злітною масою 6,4 кг, крейсерською швидкістю 111...139 км/год, тривалістю польоту 1,5 год і кратністю використання – до 5 разів. Апарат з розмахом крил 1,47 м та довжиною фюзеляжу 0,79 м призначений для експлуатації на висотах 150–365 м, практична стеля 6100 м. Конструкція БЛА розкладна,

призначена для трубного старту, верхнє крило розташовано вище за нижнє [20]. Вертикальний інтервал між крилами складає ~ 110 мм, вздовж БГФ ~ 480 мм.

Аналогічну розкладну конструкцію з переднім крилом на верхній поверхні та заднім крилом – на нижній поверхні фюзеляжу, двокільовим оперенням, прямокутним в перерізі фюзеляжем втілено в БЛА «Piranha» (рис. 1.15). Інтервал між крилами вздовж БГФ менший, ніж у БЛА «Coyote» ($\sim 3,5 \dots 4$ хорди крила) [21].

В 2011 р. на авіасалоні в Дубаї було представлено новий великий БЛА «United 40 MALE UAV» (рис. 1.16) із розмахом крил 17,5 м та довжиною фюзеляжу 11 м. Заявлена аеродинамічна якість дорівнює 43, що є унікальним для моторизованих літальних апаратів. Тривалість польоту БЛА за даними компанії-розробника складатиме не менше 25 годин [22].

БЛА класу «тандем» проектується в Україні. В Харківському авіаційному університеті створено комплекс «Поиск-2» злітною масою 60 кг, з розмахом крила 2,6 м, довжиною фюзеляжу 2,1 м, крейсерською швидкістю 120 км/год, тривалістю польоту 5 год [23]. Старт відбувається з катапульты або рухомого транспорту, посадка здійснюється на керованому парашуті. Відзначається динамічна стійкість ЛА в приземному турбулентному шарі атмосфери, високі маневреність та аеродинамічна якість в широкому діапазоні кутів атаки та центрівок.

Також в «ХАІ» було створено подібні за аеродинамічним обрисом БЛА «Інспектор-1» та «Пчелка» [24]. Перший призначений для паспортизації та контролю трубопроводів, має стартову масу 250 кг, довжину фюзеляжу 3,1 м, розмах крил 4,8 м, крейсерську швидкість ~ 150 км/год, тривалість польоту до 10 год (рис. 1.18). Старт відбувається з катапульты або автомобіля.

Авіаційна платформа, що трансформується, «Пчелка» призначена для дистанційного спостереження за об'єктами та територіями (рис. 1.19). Злітна маса 35...75 кг, крейсерська швидкість – 50...150 км/год, аеродинамічна якість – 15.

Планер мікро-БЛА схеми «тандем» з конструкцією, що швидко збирається на місці, розроблений в 2010-і роки в Австралії [25]. Аеродинамічний обрис повторює наведені вище БЛА з переднім високопланом та заднім низькопланом,

максимальним рознесенням крил в за поздовжньою вісі та перпендикулярно до неї (рис. 1.20). Для збільшення видовження крила воно виконано роз'ємним і з точки зору аеродинаміки тотожним до телескопічного.

Телескопічне крило знайшло застосування не тільки для БЛА, що розкладаються, хоча для них воно найбільш актуально. В 2013 році в Масачусетському технологічному інституті розроблений БЛА з композитних матеріалів, з телескопічним крилом надрукованим на 3D-принтері [26]. БЛА складається з фюзеляжу, крила і T-подібного оперення, які для вибору центрівки під різні корисні навантаження вільно переміщуються один відносно одного (рис. 1.21).

Таким чином, аеродинамічна схема «тандем» продемонструвала ряд переваг (висока аеродинамічна якість на зльоті та в крейсерському режимі та, як наслідок, велика тривалість та дальність польоту, неохильність потрапляти в штопор тощо) для пілотованих літальних апаратів. З 2000го року схема знайшла широке застосування в безпілотній авіації (рис. 1.22), зокрема, через можливість зменшення габаритів БЛА, і є перспективною для подальшого дослідження з метою оптимізації параметрів і досягнення високих льотних характеристик, більш широкого впровадження серед безпілотних літальних апаратів малого класу.

1.2.2. Рекомендації до проектування безпілотних літальних апаратів схеми «тандем»

Для забезпечення поздовжньої стійкості та зменшення втрат максимального коефіцієнта піднімальної сили тандемної комбінації внаслідок взаємного впливу необхідно [27], щоб переднє крило було встановлено під додатним кутом атаки відносно заднього крила (рис. 1.23).

Центр тяжіння в «тандемі» орієнтують відносно відстані між фокусами переднього та заднього крил. При однакових крилах центр тяжіння доводиться розташовувати ближче до задньої кромки переднього крила. Центрівка, віднесена до

переднього крила при тандемному розташуванні, має бути більш задньою, ніж у нормальній схемі.

Зрив потоку та критичний кут атаки переднього крила в «тандемі» наступають завжди раніше, ніж у заднього крила, що має менший кут установлення і до того ж знаходиться в потоці, скошеному переднім крилом. При втраті швидкості після зриву потоку з переднього крила, літак переходить не в штопор, а в пікірування.

Поперечна керованість забезпечується елеронами, встановленими на обох крилах. Як показали результати випробувань планерів, робота елеронів в цьому випадку виключно ефективна, не дивлячись на менше плече у порівнянні зі звичайним крилом. В деяких схемах елерони розміщуються лише на задньому крилі, зрив на якому настає пізніше. Елерони можна використовувати для забезпечення поздовжньої стійкості, причому при відхиленні ручки від себе та на себе елерони переднього та заднього крил повинні відхилитись одночасно на одному крилі вгору, а на іншому – вниз. Рулями висоти можуть слугувати закрилки, розташовані між елеронами, або елерони здатні відхилитись як синхронно, так і асинхронно.

Шляхову стійкість та керованість забезпечує традиційне вертикальне оперення або кінцеві шайби на задньому крилі. Кінцеві шайби доцільніше, так як вони дозволяють підвищити ефективність заднього крила (рис. 1.24).

При малих кутах атаки мінімальний коефіцієнт опору заднього крила менший, ніж у того ж ізольованого крила (рис. 1.25). При великих кутах атаки коефіцієнт опору заднього крила більший, а коефіцієнт піднімальної сили – менший, ніж в ізольованого крила. Для підвищення ефективності заднього крила досить раціональне використання рознесеного вертикального оперення. При тандемній комбінації на великому діапазоні льотних кутів атаки коефіцієнт опору менший, ніж у еквівалентного монопланного крила (рис. 1.26).

Якщо врахувати, що в нормальній схемі опір збільшується ще горизонтальним оперенням, то при подоланні додаткової інтерференції між заднім крилом та фюзеляжем тандемна схема може виявитись більш вигідною для швидкісного літака. Таким чином, основними перевагами тандемного розташування є менший

опір, можливість застосування профілів з меншою відносною товщиною, підвищена поперечна керованість, менше рознесення мас за поздовжньою віссю. До недоліків «тандему» відносяться необхідність підсилення фюзеляжу при роботі на кручення та рознесення мас в напрямі поздовжньої вісі.

Треба відзначити, що в джерелі [27] не розглянуто вплив вертикальних і горизонтальних інтервалів між крилами на характеристики ЛА.

Одним із основних факторів, який необхідно враховувати при проектуванні ЛА схеми «тандем», є інтерференція між переднім та заднім крилами. Ця тема наразі ще повністю не досліджена.

Експериментальне дослідження інтерференції циліндрів діаметрами $d=50$ мм, встановлених тандемом на відстанях $(1,5-5)d$ при низькому числі Рейнольдса ($Re=40\ 000$) наводиться в [28, С. 1229–1241]. Основний отриманий результат досліджень – виявлення зменшення інтерференції між циліндрами при збільшенні ступеня турбулентності набігаючого потоку. Справедливість твердження для тонких профілів при числах Рейнольдса $Re=(1,2-2,2)10^5$ потребує перевірки, хоча виглядає досить імовірним. Одним з проявів інтерференції є турбулізація переднім тілом (циліндром або профілем) потоку, що набігає на заднє тіло. Порівняно з двома ізольованими тілами умови обтікання заднього тіла суттєво відрізняються. При збільшенні ступеня початкової турбулентності обидва тіла обтікаються турбулентним потоком, і вплив переднього тіла лише частково спричинює турбулізацію потоку на задньому тілі. Чим більший ступінь початкової турбулентності, тим менший вплив переднього тіла на турбулізацію потоку в районі заднього тіла. Питання є актуальним для БЛА, що літають на малих висотах (~ 100 м), тобто в умовах підвищеної турбулентності атмосфери.

Як зазначається в [29] проблеми інтерференції між переднім та заднім крилами, проблеми індуктивного опору залежать від особливостей конкретної конфігурації і не можуть бути узагальнені. Проте двовимірний випадок інтерференції двох тонких профілів стосовно c_y та m_z був досліджений числовими методами [30]. При нульовому куті заклинення заднього профілю, співвимірних

хордах профілів, вертикальному інтервалі (висоті) між профілями, що дорівнює 10% хорди переднього профілю (задній профіль нижче) можна констатувати такі тенденції:

- зменшення максимальної піднімальної сили заднього профілю порівняно з ізольованим. При відстані між передніми кромками профілів (винесенні заднього профілю) на 2 хорди переднього зменшення максимальної піднімальної сили складає близько $\Delta c_y = 0,2$;

- збільшення моменту на пікірування заднього профілю порівняно з ізольованим. Цією зміною можна знехтувати, якщо винесення профілю складає більше, ніж три хорди переднього профілю;

- зменшення істинного кута атаки заднього профілю. При куті атаки переднього профілю в 4° , винесенні заднього профілю на 2 хорди переднього скіс потоку на задньому профілі в середньому дорівнює 1° , при куті атаки в $8^\circ - 2^\circ$;

- зміщення центру тиску заднього профілю при винесенні його на 2 хорди переднього та куті атаки 4° не перевищує 1% назад.

Всі наведені тенденції тим сильніші, чим менший вертикальний інтервал між профілями, і чим більший передній профіль відносно заднього.

В наведеній роботі мало уваги приділено впливу інтерференції на опір профілю, не визначено вплив числа Рейнольдса, а також вплив кінцевого розмаху крила (наявності індуктивного вихору) на аеродинамічні характеристики системи профілів. Не досліджено вплив кута заклинення другого профілю на аеродинамічні характеристики для схеми «тандем» (лише для схеми «біплан»). Проведені числові розрахунки не підтверджені експериментально.

Близькою до предмету дослідження (схеми «тандем») є робота [31]. Проведено повний факторний експеримент за параметрами: кут атаки крила, кут атаки переднього горизонтального оперення (ПГО), відстань від крила до екрана, відстань від ПГО до екрана, відстань між крилами. Використано методи числової аеродинаміки – програмне забезпечення Ansys 8.0, визначено траєкторію вихрової пелени, кути скосу потоку. Висунуто гіпотезу: збільшення аеродинамічної якості

шляхом зменшення коефіцієнту опору можливе у випадку розміщення носка крила в зоні мінімальних тисків в ближньому сліді ПГО. Зроблено рекомендації щодо оптимальних значень геометричних параметрів: кут атаки крила $2-5^\circ$, кут атаки ПГО $4-10^\circ$, відстань від задньої кромки ПГО до носка крила не більше половини хорди крила, кут V-подібності однаковий для ПГО та крила, абсолютна товщина в ПГО значно менша за крило, кут стрілоподібності задньої кромки ПГО дорівнює кута стрілоподібності передньої кромки крила.

Тематика поточної дисертації відрізняється меншими габаритами літального апарата (інший діапазон чисел Рейнольдса), більшим відношенням площ передньої несучої поверхні до задньої (схема «тандем» замість схеми «качка»), відсутністю екранного ефекту.

Так як схема «тандем» мало досліджена порівняно з традиційною схемою доцільно розглянути дослідження традиційної схеми і зробити проекцію цих робіт на схему «тандем».

В монографії [32, с. 146–152] описана інтерференція крила та горизонтального оперення при різному за висотою розташуванні останнього. Графічні залежності кутів атаки на горизонтальному оперенні з урахуванням скосу потоку від розташування оперення та сумарні моментні характеристики наведені нижче (рис. 1.27). Результати дослідження можуть бути використані для літальних апаратів схеми «тандем» лише якісно через відмінність геометрії крила (стрілоподібність, звуження), малу відносну площу оперення, великі числа Рейнольдса. Зокрема, з рис. 1.27 видно, що нижнє розташування горизонтального оперення (для тандему – заднього крила) призводить до менших скосів потоку при різних кутах атаки, а при виході на великі кути атаки виникає момент на пікірування, що забезпечує стійкість літального апарата. Натомість при верхньому розташуванні ГО (заднього крила) на великих кутах атаки виникає момент на кабрування, що змушує суттєво обмежувати діапазон льотних кутів атаки. Наведені дані узгоджуються з іншими результатами дослідження [33, с. 259–264] для стрілоподібного крила ($\lambda = 4, \chi = 45^\circ, \eta = 2$) при $Re = 7 \cdot 10^6$ (рис. 1.28).

Величини скосу потоку $\Delta\alpha_{ск}$ в місці розташування горизонтального оперення залежать від його розташування, кута атаки, відхилення механізації крила. Максимальний скіс потоку припадає на розташування ГО на висоті 0,3...0,5 САХ над будівельною горизонталлю фюзеляжу, тобто заднє крило треба розташовувати на одному рівні, нижче або ж значно вище. Втім, і при оптимальному положенні має місце скіс потоку в межах $\Delta\alpha_{ск} = (2...4)^\circ$.

Гальмування потоку $k_V = V_2^2 / V_1^2$ (рис. 1.29) залежить від розташування ГО, кута атаки, кута відхилення механізації крила. При розташуванні ГО на рівні будівельної горизонталі літака і прибраній механізації гальмування складає $k_V \approx 0,91$ при $\alpha_{іст} = -0,5^\circ$ і $k_V \approx 0,97$ при $\alpha_{іст} = 8,8^\circ$. Тобто при крейсерському куті атаки $\alpha = (4...5)^\circ$ можна очікувати гальмування потоку $k_V \approx 0,94...0,95$, що призведе до падіння піднімальної сили заднього крила на (5...6)%.

Відхилення механізації призводить до збільшення скосу потоку, при цьому зона максимального скосу/гальмування переміщується вниз, нижче площини хорд крила. В цьому випадку постає питання впливу диференціального відхилення елеронів на величини скосів потоку на задньому крилі. Очевидно, що відхилення правого елерона на передньому крилі вниз (додатній момент крену) збільшує скіс потоку на задньому крилі і зменшує його піднімальну силу (від'ємний момент крену). Тому ефективність елеронів однакової площі та на однаковій відстані від площини симетрії ЛА на передньому крилі завжди нижче, ніж на задньому. Враховуючи, що за вимогами стійкості в поздовжньому каналі розмах заднього крила більший за розмах переднього, плече елерона на задньому крилі також більше. Тому раціональним є використання елеронів на задньому крилі [34].

Для крил малого видовження ($\lambda \leq 5 - 6$) гальмування потоку дещо більше, ніж для крил помірного видовження, і швидко зростає зі збільшенням кута атаки. Максимальні кути скосу досягаються ближче до площини хорд крила, тому для виводу оперення з зони скосу необхідно винести його на меншу відносну висоту.

На даний момент розроблена аеродинамічна модель літального апарата схеми тандем [35]. Дослідження проведено в рамках оформлення патенту на винахід при вдосконаленні літака «НОМАД». Метою є усунення недоліків літака та створення літака з мінімальними розмірами, високими злітно-посадковими характеристиками короткого зльоту-посадки та широкий діапазон експлуатаційних центрівок. Вказана мета, згідно винаходу, досягається використанням тандемної схеми, одне з крил перед, а інше – позаду центру мас так, що аеродинамічний фокус ізольованої комбінації крил, що знаходиться на відстані від передньої кромки переднього крила

$$x_F = 0,25b_1 + \frac{k_V S_2 l_x c_{y2}^\alpha}{S_1 c_{y1}^\alpha + k_V S_2 c_{y2}^\alpha}$$

співпадає з центром мас літака, а відношення площ механізації крил:

$$\frac{S_{mex1}}{S_{mex2}} = \frac{0,88(l_x + 0,445b_{mex2} - x_F)}{x_F - 0,445b_{mex1}}$$

де b_{mex1} , b_{mex2} – хорди переднього та заднього крил з випущеною механізацією;

S_{mex1} , S_{mex2} – площа механізації переднього та заднього крила;

S_Z – площа закрилка з обслугованою перед ним площею крила;

l_x – аеродинамічне плече комбінації крил, відстань між лініями 25% хорд переднього та заднього крил;

k_V – коефіцієнт гальмування потоку за кутом атаки.

Робота аеродинамічної схеми пропонованого літака відбувається наступним чином. При польоті літака в крейсерській конфігурації (закрилки в прибраному положенні) літак збалансований в поздовжньому каналі. Всі фактичні відхилення центрівки літака компенсуються відхиленням руля висоти. При польоті літака в злітно-посадковій конфігурації з випущеними зсувними закрилками збільшується хорда, площа крил та площа механізації крил, крила збільшують кривину. При цьому піднімальні сили переднього та заднього крил збільшуються, а їх рівнодійні сили зміщуються назад.

Таким чином, на літаку у злітно-посадковій конфігурації виникають значні аеродинамічні сили та моменти, які мають бути скомпенсовані за допомогою

горизонтального оперення, для чого звичайна аеродинамічна схема повинна мати переставний або керований стабілізатор великої площі та з великим плечем.

В запропонованому літаку аеродинамічні моменти, що виникають на крилах, створюються відносно центру мас літака, направлені в різні боки і практично рівні, тому взаємно компенсуються. Невеликі відхилення в рівності моментів, які можуть виникати, балансуються рулем висоти.

Рівняння моментів відносно лінії $0,25b_1$ (25% хорди), яка є лінією фокусів переднього крила в прямолінійному усталеному польоті, можна записати:

$$m_z = m_{z01} + m_{z02} - \frac{k_V S_2 l_x}{S_1 b_1} c_{y2}^\alpha (\alpha + \varphi - \varepsilon^\alpha \alpha),$$

де m_{z01}, m_{z02} – власні моменти переднього та заднього крил;

φ – кут установлення заднього крила відносно переднього (деградація);

ε^α – похідна кута скосу потоку за кутом атаки.

Приймаючи до уваги те, що при малих кутах атаки коефіцієнт піднімальної сили – лінійна функція від кута атаки:

$$c_y = c_y^\alpha (\alpha - \alpha_0), \quad \alpha = \frac{c_y}{c_y^\alpha} + \alpha_0$$

можна записати:

$$m_z = m_{z01} + m_{z02} - \frac{k_V S_2 l_x}{S_1 b_1} c_{y2}^\alpha \left(\frac{c_y}{c_y^\alpha} + \alpha_0 + \varphi - \varepsilon^\alpha \left(\frac{c_y}{c_y^\alpha} + \alpha_0 \right) \right)$$

Взявши часткову похідну за c_y від виразу моменту, одержимо:

$$m_z^{c_y} = - \frac{k_V S_2 l_x}{S_1 b_1} c_{y2}^\alpha \left(\frac{1}{c_y^\alpha} - \varepsilon^\alpha \frac{1}{c_y^\alpha} \right) = - \frac{k_V S_2 l_x}{S_1 b_1} \frac{c_{y2}^\alpha}{c_y^\alpha} (1 - \varepsilon^\alpha)$$

Таким чином, точка що знаходиться від фокуса переднього крила (який розташовується на $0,25b_1$) на відстані

$$\frac{k_V S_2 l_x}{S_1 b_1} \frac{c_{y2}^\alpha}{c_y^\alpha} (1 - \varepsilon^\alpha) b_1,$$

буде фокусом ізолюваної комбінації двох крил. Положення точки фокуса від передньої кромки переднього крила з урахуванням того, що

$$c_y^\alpha = \frac{c_{y1}^\alpha S_1 + k_V c_{y2}^\alpha S_2}{S_1}$$

запишеться:

$$x_F = 0,25b_1 + \frac{k_V S_2 l_x}{S_1 b_1} \frac{c_{y2}^\alpha}{\frac{c_{y1}^\alpha S_1 + k_V c_{y2}^\alpha S_2}{S_1}} b_1$$

Площі механізації крил обираються з умов:

$$S_{mex1}(x_F - 0,445b_{mex1}) = 0,88S_{mex2}(0,25b_1 + l_x - 0,25b_2 + 0,445b_{mex2} - x_F)$$

або при $b_1 \approx b_2$:

$$S_{mex1}(x_F - 0,445b_{mex1}) = 0,88S_{mex2}(l_x + 0,445b_{mex2} - x_F),$$

тоді

$$\frac{S_{mex1}}{S_{mex2}} = \frac{0,88(l_x + 0,445b_{mex2} - x_F)}{x_F - 0,445b_{mex1}}$$

Коефіцієнт «0,88» враховує гальмування та скіс потоку $b_l \cong h_{кр} \cong 2,5b_1$, $b_l \cong l_{кр} \cong 3b_1$, де $h_{кр}$ – висота площини хорд заднього крила над площиною хорд переднього крила; $l_{кр}$ – відстань між задньою кромкою переднього крила та передньою кромкою заднього крила.

Таким чином, запропонований літак має аеродинамічну схему, яка забезпечує умови польоту літака у злітно-посадковій конфігурації з випущеною злітно-посадковою механізацією, що мало відрізняється від умов польоту в основній крейсерській конфігурації за умовами поздовжнього балансування літака, що дозволяє застосувати на літаку потужну зсувну механізацію, мати просте непереставне горизонтальне оперення мінімальної площі та з мінімальним, отримати широкий діапазон експлуатаційних центрівок та постійність зусиль на органах поздовжнього керування.

Застосування на літаку двох крил, горизонтального оперення з мінімальним плечем дозволяють зменшити габаритні розміри літака та його масу.

Розроблена математична модель є неповною, так як не визначено опір c_x системи крил з урахуванням інтерференції; не враховано ефект підвищення турбулентності в області розташування заднього профілю; не враховано залежність кута скошу потоку за переднім крилом від розмаху крила та його форми в плані.

Згідно проведених досліджень, застосування схеми «тандем» для екранопланів дозволяє зменшити витрати палива на 10–15 % порівняно зі звичайними швидкісними суднами [36]. До переваг літального апарата відноситься безшумність, відсутність вібрацій. Розглянута можливість експлуатації екраноплана для транспортних перевезень, рятувальних операцій та берегової охорони.

В експериментальному дослідженні інтерференції крил, розташованих в тандемі, в умовах екранного ефекту виявлено, що при зменшенні поздовжнього інтервалу між крилами, коефіцієнт опору заднього крила збільшується [37]. Визначений різний кількісний та якісний вплив екранного ефекту на аеродинамічні характеристики переднього та заднього крил, запропоновані фізичні пояснення спостережень. Наявність екрану призводить до того, що за певних умов дійсний кут атаки заднього крила може бути більший, ніж у переднього. Відповідно, піднімальна сила заднього крила також виявляється більшою при однакових з переднім кутах установлення. Визначено, що збільшення поздовжнього інтервалу до величини двох хорд крила призводить до суттєвого зростання аеродинамічної якості заднього крила і системи крил в цілому. Натомість модель в умовах екранного ефекту виявляється більш стійкою при малих значеннях інтервалу між крилами, так як скіс потоку від переднього крила відбивається від екрана і збільшує кут атаки заднього крила, якщо воно розташоване достатньо близько. Втім, принаймні до значення поздовжнього інтервалу, що дорівнює трьом хордам одного крила, система залишається стійкою (при більших інтервалах дослідження не проводились).

Наведені результати отримані за умов сильного екранного ефекту (відстань до екрану менше хорди крила) і стосуються крил, розташованих безпосередньо одне за одним. Для реальних конструкцій крила, як правило, рознесені у вертикальній площині.

Аеродинамічні характеристики тандему рухомих крил розглянуто на прикладі комах [38]. Для літальних апаратів типу «конвертоплан» з вертикальним зльотом та поворотними крилами/двигунами для горизонтального польоту доцільність схеми «тандем» очевидна [37]. Балансування з чотирма гвинтами простіше, ніж з двома, тому раціонально розмістити їх на передньому та задньому крилах. Створено зменшену літаючу модель БЛА, яка виконує перехід від вертикального режиму польоту до горизонтального і навпаки. Тобто для будівництва екранопланів визначення аеродинамічних характеристик схеми «тандем» також являє практичну цінність.

Під час аеродинамічного проектування малих БЛА необхідно враховувати особливості аеродинаміки малих чисел Рейнольдса. Для профілів крил та літаків традиційної схеми проведено вичерпні дослідження [40; 41]. Можна зазначити перспективність використання турбулізаторів/вихорогенераторів на крилах для збільшення піднімальної сили та/або аеродинамічної якості літального апарата, а також для виключення гістерезису аеродинамічних характеристик.

1.3. Аналіз переваг та недоліків аеродинамічної схеми «тандем».

Обґрунтування вибору параметрів аеродинамічної схеми «тандем»

1. Літальним апаратам «нормальної» аеродинамічної схеми притаманні втрати в аеродинамічній якості через наявність хвостового оперення, що створює від'ємну піднімальну силу. Основна перевага схеми «тандем» полягає в тому, що і переднє і заднє крила створюють додатну піднімальну силу. В результаті розбиття однієї несучої поверхні на дві при однаковій загальній площі обтікання лінійні розміри крил спроектованих за схемою «тандем» можуть бути приблизно в 1,4 рази меншими. Це призводить до зменшення згинаючого моменту [27], зниження маси силової схеми та конструкції літака в цілому, і надає можливість збільшити масу корисного навантаження або **використовувати тонші профілі**, що є перевагою схеми «тандем». Для мікро-БЛА, крейсерський політ яких відбувається при числах Рейнольдса $\sim 200\ 000$, це особливо актуально, так як відношення опору тиску до

опору тертя в них значно вище, ніж в пілотованих літальних апаратах. Зменшення товщини профілю, якщо вона не перевищує 10%, знижує як мінімальний опір, так і максимальний коефіцієнт піднімальної сили. В результаті зменшується діапазон швидкостей (через зниження відношення $c_{y\max}/c_{x\min}$), що, як правило, не є принциповим для малих БЛА за технічним завданням, і зменшуються витрати палива (для електродвигуна – заряду акумулятора), що дозволяє збільшити максимальну тривалість польоту.

2. При зростанні швидкості зменшується кут атаки, що на деяких аналогах призводить до зміщення положення центру тиску назад. Центр мас літака схеми «тандем» знаходиться між переднім та заднім крилами, тому момент на кабрування від переднього крила зменшується, а від заднього – збільшується. При цьому керуючих поверхонь може виявитись недостатньо для утримання літака в горизонтальному польоті та управління літаком. Для уникнення такого явища при широкому діапазоні швидкостей необхідно використовувати **аеродинамічні профілі з малим або нульовим зміщенням центру тиску**. Недоліком таких профілів є менші величини максимальної аеродинамічної якості та максимального коефіцієнту піднімальної сили.

3. Негативні наслідки аеродинамічної схеми «тандем» полягають насамперед у впливі переднього крила на заднє, що потрапляє у супутній слід (скошений вниз, турбулентний та уповільнений потік) і значно втрачає в ефективності. В традиційній схемі скіс потоку за крилом вниз сприятливий для хвостового оперення, що також створює піднімальну силу донизу. Проте для схеми «тандем» це призводить до зниження несучої здатності заднього крила, а також може спричинити втрату поздовжньої стійкості на великих кутах атаки (якщо піднімальна сила заднього крила різко зменшиться, наприклад, якщо відрив почнеться раніше, ніж на передньому крилі).

4. Дослідження [11] показують, що схема тандем має малий індуктивний опір (і значно слабший бафтинг у порівнянні з монопланом).

5. Для забезпечення стійкості в поздовжньому каналі при докритичних кутах атаки **видовження заднього крила має бути більшим за видовження переднього**. При однаковому видовженні товщина профілю заднього крила має бути помітно більшою, що призводить до більшого опору.

6. Поширене твердження, що кут установлення переднього крила повинен перевищувати кут установлення заднього на $2-3^\circ$. Це гарантує більш ранній зрив потоку на передньому крилі, порівняно із заднім, таким чином літак опускає ніс, і кут атаки зменшується, що забезпечує стійкість об'єкту за перевантаженнями при відповідній центрі. Недоліком цього є те, що заднє крило ніколи не створює максимуму піднімальної сили.

7. До недоліків схеми «тандем» відноситься більший момент інерції в каналі тангажа. В літаках традиційної схеми поперечна вісь інерції знаходиться близько до середньої лінії крила, а в літаках тандемної схеми – між переднім та заднім крилами. В першому випадку момент інерції обмежується інерцією фюзеляжу. В другому випадку до нього додаються моменти інерції переднього та заднього крил. Це вимагає збільшення площі керуючих поверхонь, що призводить до збільшення балансувального опору. Таким чином може бути вигідно зменшити відстань між переднім та заднім крилами вздовж фюзеляжу, якщо момент інерції зменшиться швидше, ніж керуюча сила. Підтвердження доцільності такого засобу для аеродинамічної схеми «качка» наведено в [31].

Обґрунтування вибору параметрів:

1) Оптимальним з точки зору аеродинамічної якості є розташування крил так, щоб в діапазоні льотних кутів атаки інтерференція між ними була мінімальною. Для цього переднє крило розміщують значно вище або значно нижче за заднє (можливе застосування кутів поперечного V).

2) Для зменшення балансувальних втрат в широкому діапазоні швидкостей (і, відповідно, кутів атаки) необхідно використовувати аеродинамічні профілі крил з малим або з нульовим зміщенням центру тиску. Тобто хоча схема «тандем» дозволяє використання тонших профілів, для зменшення балансувальних втрат

треба застосовувати специфічні профілі з гіршими характеристиками. Загалом проблема оцінки балансувальних втрат потребує подальшого вирішення.

3) Для забезпечення стійкості на малих кутах атаки видовження заднього крила має бути більшим за видовження переднього (похідна піднімальної сили за кутом атаки у заднього має бути більшою). Інакше при однаковому видовженні товщина профілю заднього крила має бути помітно більшою, що суттєво підвищує опір.

4) Для забезпечення стійкості на великих кутах атаки кут установлення переднього крила повинен перевищувати кут установлення заднього на $2-3^\circ$. Це гарантує більш ранній зрив потоку на передньому крилі, порівняно із заднім, таким чином літак опускає ніс, і ЛА взагалі нездатний до звалювання і потрапляння у штопор. Недоліком цього є те, що заднє крило ніколи не створює максимуму піднімальної сили, тому його площу необхідно дещо збільшити, що призводить до збільшення маси та профільного опору [10]. Проте замість збільшення кута установлення переднього крила при врахуванні скосу потоку можливі і рівні кути установлення крил, що покращує аеродинамічні характеристики та спрощує технологію виготовлення. Замість збільшення кута установлення переднього крила можна дещо збільшити його видовження, при цьому критичний кут атаки зменшиться, а максимальний коефіцієнт піднімальної сили збільшиться [42]. Також слід враховувати, що при значній інтерференції крил на заднє крило набігає потік, скошений вниз від переднього, тобто істинний кут атаки на задньому крилі зменшується, критичний кут атаки – збільшується [30]. Також для вирішення проблеми стійкості на великих кутах атаки можливо застосувати засоби звалювання переднього крила (т.з. «stall-strips»).

5) Розташування заднього крила нижче переднього є небажаним з огляду на екранний ефект під час приземлення літака [43]. При цьому центр тиску зміщується до задньої кромки крила, а величина піднімальної сили та плече її дії зростають, що призводить до значного моменту на пікірування та потенційно небезпечним. Якщо нижче розташовано переднє крило, то піднімальна сила зростає, але плече цієї сили

відносно центру мас ЛА зменшується, тобто зміна поздовжнього моменту якщо і виникає, то є малою. Наведений висновок є справедливим для ЛА схеми «тандем», так як плечі дії піднімальних сил крила відносно центру мас є на порядок більшими, ніж у традиційній схемі. Проте для безпілотного літального апарата з парашутною посадкою вигіднішим є **розташування заднього крила нижче переднього**. Як показують дослідження [44, с. 119] в такому випадку уповільнення потоку на задньому крилі в діапазоні льотних кутів атаки є меншим, ніж при розташуванні крил на одному рівні або заднього крила вище переднього.

Для забезпечення шляхової стійкості можна використовувати вертикальне оперення і/або кінцеві шайби. Останні дозволяють зменшити індуктивний опір компоновки, хоча через менше плече сили є менш ефективними для забезпечення шляхової стійкості. Зрозуміло, що для мікро-БЛА контейнерного старту застосування кінцевих шайб викликає складнощі через обмеженість габаритів, втім, можна рекомендувати розкладну конструкцію шайб.

7) До недоліків схеми «тандем» відноситься більший момент інерції в каналі тангажа. Це вимагає збільшення площі керуючих поверхонь, що призводить до збільшення балансуєчого опору. Збільшення відстані між переднім та заднім крилами вздовж фюзеляжу (винесення крила) збільшує плече сил, тобто прямо пропорційно моменту. Момент інерції при цьому зростає пропорційно квадрату відстані, що обмежує максимальне рознесення крил, вигідне з точки зору аеродинамічної якості.

8) При масовому проектуванні необхідно зміцнення фюзеляжу на кручення та рознесення мас за поздовжньою віссю.

9) Розташування органів керування:

- елерони є більш ефективними на задньому крилі;
- рулі висоти є більш ефективними на передньому крилі;

Елерони для схеми «тандем», як і для схеми «качка», недоцільно розташовувати на передньому крилі, так як відхилення елерона вниз і збільшення піднімальної сили на передньому крилі призводить до зростання за ним скосу

потокі і зменшення істинного кута атаки та піднімальної сили заднього крила [34, с. 10]. В той же час рулі висоти є ефективнішими при розташуванні на передньому крилі. При відхиленні вниз вони не лише збільшують піднімальну силу переднього крила, а й викликають додатковий скіс потоку, що зменшує піднімальну силу заднього крила. Таким чином, загальний поздовжній момент літального апарата суттєво зростає. Окрім того, ефективність рулів висоти на відміну від елеронів можна збільшити при розташуванні гвинта в носовій частині замість штовхаючого.

Очевидно, що використання окремо рулів висоти на передньому крилі та елеронів на задньому (як це реалізовано на літаку «*Quickie*»), хоча є оптимальним з точки зору керування, призводить до підвищення шкідливого опору. Кількісне врахування даних величин потребує подальшого аналізу.

1.4. Аналіз методів розрахунку та вибір програмного забезпечення

Методи дослідження мають такий структурний склад:

- аналітичні методи визначення аеродинамічних характеристик на основі теоретичної аеродинаміки та попередніх експериментальних даних;
- числові методи розв'язання рівнянь Нав'є–Стокса за методом Рейнольдса з використанням однопараметричної моделі турбулентності Спаларта – Алмараса і двопараметричної моделі $K-\omega$ (SST);
- експериментальний метод визначення аеродинамічних характеристик моделі апарата в аеродинамічній трубі АТ-1 ДП «Антонов»;
- методика льотних випробувань безпілотною літального апарата.

Визначення аналітичними методами коефіцієнтів піднімальної сили та сили опору наведено в [45]. Розрахунок базується на класичній теорії Прандтля (що включає гіпотезу П-подібної вихрової системи та наближене розв'язання в загальному вигляді рівнянь скошу потоку). Так визначити скіс потоку на передньому і задньому крилах можна за виразом:

$$\Delta\alpha_{ck12} = \varepsilon_{12} \frac{c_{y2} b_2}{4\pi l_1} \sqrt{k_V}, \quad \Delta\alpha_{ck21} = \varepsilon_{21} \frac{c_{y1} b_1}{4\pi \sqrt{k_V} l_2},$$

$$\text{де } \varepsilon_{12} = \ln \frac{\sqrt{a^2 + l^2 + h^2} + a}{\sqrt{a^2 + c^2 + h^2} + a} - \frac{a}{a^2 + h^2} (\sqrt{a^2 + l^2 + h^2} - \sqrt{a^2 + c^2 + h^2}),$$

$$\varepsilon_{21} = \ln \frac{\sqrt{a^2 + l^2 + h^2} + a}{\sqrt{a^2 + c^2 + h^2} + a} + \frac{a}{a^2 + h^2} (\sqrt{a^2 + l^2 + h^2} - \sqrt{a^2 + c^2 + h^2}),$$

l – середній розмах крила ($l=(l_1 + l_2)/2$);

c – звисання крила ($l=(l_1 - l_2)/2$);

h – висота коробки крил (вертикальний інтервал), що залежить від кута атаки.

Обчислити загальний індуктивний опір можна за формулою:

$$X_i = \frac{1}{\pi q} \left[\left(\frac{Y_1^2}{l_1^2} \right) + 2\sigma \frac{Y_1 Y_2}{l_1 l_2} + \left(\frac{Y_2^2}{l_2^2} \right) \right]$$

тут σ – коефіцієнт Прандтля, розраховується за формулою:

$$\sigma = \frac{1}{8} \ln \frac{l^2 + h^2}{c^2 + h^2}.$$

Уточнення класичної теорії наведено в [46, с. 410], де розв'язання диференціально-інтегрального рівняння розкладом в ряд Фур'є виконано з урахуванням членів не першого (класична теорія Прандтля), а 39го порядку. Однак метод все ще має особливу точку при нульовому вертикальному рознесенні крил; крім того, базується на теорії П-подібної вихрової системи, що не точно відповідає дійсності, як свідчать візуальні випробування.

Визначення аналітично поздовжнього моменту виконано в [35] і наведено в підрозділі 1.2. Проблемним залишається лише питання точного визначення скосу потоку.

Визначення числовими методами аеродинамічних характеристик літального апарата в повній компоновці потребує значних обчислювальних потужностей. В той же час визначення двох складових інтерференції (ступеня турбулентності та в певній мірі – уповільнення потоку) можливо для двох профілів, тобто двовимірного випадку, що не вимагає використання суперкомп'ютера або кластера. Тому доцільно характеристики профілів в умовах інтерференції визначати числовими

методами, тобто з розв'язанням рівнянь Нав'є-Стокса з використанням моделей турбулентності класу RANS (*Reynolds averaged Navier-Stocks* – осереднені за часом параметри турбулентності). В даному випадку використана модель $k-\omega$ SST, так як вона адекватна для розрахунку примежового шару, враховує ламінарно-турбулентний перехід та відривні течії та області високих градієнтів тиску [47].

Висновки по розділу 1

Аеродинамічна схема «тандем» продемонструвала ряд переваг та недоліків для пілотованих літальних апаратів. На початку XXI століття схема знайшла застосування в безпілотній авіації і є перспективною для подальшого дослідження з метою оптимізації параметрів і досягнення високих льотних характеристик.

Складнощі у впровадженні аеродинамічної схеми «тандем» полягають у відсутності всеохоплюючого аналітичного методу визначення аеродинамічних характеристик на початкових етапах проектування. Існуючі методи не дають точного узгодження з експериментальними даними, а в таких аспектах як характеристики бокового руху та ефективність органів керування на обох крилах, напрацювання у відкритих джерелах взагалі відсутні.

Також специфікою БЛА класу «мікро» є визначення характеристик в умовах малих чисел Рейнольдса, що не враховано в існуючих методиках.

Для визначення характеристик необхідно розробити аналітичний метод, що доповнюється засобами числової аеродинаміки, з подальшим експериментальним підтвердженням результатів в аеродинамічній трубі та в льотному експерименті.

З огляду аналогів можна зробити висновки щодо аеродинамічного обрису безпілотного літального апарата малого класу схеми «тандем»:

1. Специфічною рисою малих БЛА є політ при низьких числах Рейнольдса, що призводить до зростання коефіцієнта сили опору та необхідності зменшення відносної товщини крил порівняно з більш габаритними літальними апаратам; також небажане використання звуження крил [5].

2. Для забезпечення стійкості в поздовжньому каналі на докритичних кутах атаки видовження заднього крила має бути більшим, ніж переднього.

3. Для забезпечення стійкості в поздовжньому каналі при досягненні критичного кута атаки зрив потоку має починатись на передньому крилі. Цього можна досягти збільшенням кута установлення переднього крила відносно заднього на $2-3^\circ$. Проте з урахуванням скосу потоку за переднім крилом даний засіб, що є небажаним конструктивно, може бути усунений. Дана проблема потребує подальшого дослідження.

4. За відсутності екранного ефекту переднє крило бажано розташовувати вище за заднє з метою зменшення інтерференції – скосу потоку на задньому крилі.

Задачі досліджень аеродинамічних характеристик ЛА схеми «тандем» з огляду аналогів впливають такі:

1. Дослідити аналітично та експериментально поздовжні та бокові аеродинамічні характеристики безпілотного літального апарата схеми «тандем» класу «мікро» та розробити метод їх визначення з урахуванням початкового ступеня турбулентності та інтерференції несучих поверхонь.

2. Дослідити аеродинамічні характеристики БЛА схеми «тандем» класу «мікро» з телескопічним крилом.

3. Розробити алгоритм вибору профілів крил літального апарата з урахуванням специфіки схеми «тандем» та низьких чисел Рейнольдса.

4. Визначити критерії подібності вихрових систем для порівняння результатів аеродинамічних випробувань моделей схеми «тандем».

5. Довести метод до інженерного використання та розробити комплекс програм, який дозволить розраховувати аеродинамічні характеристики літального апарата на початкових стадіях проектування. Методика визначення АХ ЛА схеми «тандем» має враховувати фактор низьких чисел Рейнольдса, відносного розташування крил вздовж будівельної горизонталі (винесення) та перпендикулярно до неї (висота); кутів V-подібності переднього та заднього крил з урахуванням взаємної інтерференції між крилами.

2. МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ»

2.1. Метод визначення поздовжніх аеродинамічних характеристик

Методика визначення аеродинамічних характеристик ЛА традиційної схеми при малих числах Маха детально розроблена [48, с. 377]. Специфіка ЛА схеми «тандем» полягає в інтерференції переднього та заднього крил: уповільненні, турбулізації та скосі потоку, що обтікає заднє крило порівняно з переднім (присутність заднього крила здійснює незначний вплив на переднє [49, с. 43]). Специфіка малих БЛА схеми «тандем» полягає також в низьких числах Рейнольдса, для яких характерне відчутне зменшення коефіцієнту профільного опору при збільшенні швидкості (хорди крила).

1) **Визначення уповільнення потоку** доцільно на основі експериментальних даних [44, с. 119] (рис. 2.1). Користуючись графіком для $M=0,25$, можна визначити, що при розташуванні заднього крила нижче за переднє, уповільненням потоку (а також зменшенням числа Рейнольдса) на задньому крилі можна знехтувати. Найбільше ж уповільнення потоку (найменший коефіцієнт гальмування) спостерігатиметься при $y/b_1 \approx 0,3$, тоді коефіцієнт гальмування буде найменшим $k_V = q_2/q_1 \approx 0,93$.

2) Оцінити **вплив підвищеного ступеня турбулентності потоку** на аеродинамічні характеристики заднього крила доцільно числовими методами для двовимірного або найпростішого тривимірного (прямокутні відсіки крил) випадку. Такий розрахунок потребує незначних обчислювальних ресурсів та небагато часу, але для пришвидшення розрахунку можна спиратись на раніше проведені дослідження [50], які виявили різний вплив ступеня турбулентності на АХ переднього та заднього профілів. Використання різних моделей турбулентності призводить до різних кількісних показників. Перевагу в загальному випадку слід віддати k - ω моделям турбулентності, так як вони орієнтовані на вирішення

дрібномасштабної турбулентності та виявились успішними в моделюванні пристінних течій при значних градієнтах тиску [47, с. 21]. Загалом ступінь турбулентності незначно впливає на коефіцієнти піднімальної сили та поздовжнього моменту на ділянці їх лінійної залежності від кута атаки.

3) *Визначення скосу потоку*

Надалі визначаємо лише вертикальну складову скосу потоку V_y , нехтуючи V_x та V_z .

Для більш точного визначення скосу потоку та індуктивного опору компоновки необхідно спиратись на експериментальні дані за умов дотримання критеріїв подібності вихрових систем [51].

Аналітично визначати скіс потоку можна наступними способами:

а) за наближеною формулою Хорнера [49, с. 43] дійсний кут атаки заднього крила менший за геометричний на

$$\Delta\alpha_{ck2} = \Delta\alpha_{ck21} + \Delta\alpha_{ck22} = -1,6 \frac{c_{y1}}{\pi e_1 \lambda_{ef1}} - \frac{c_{y2}}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}, \quad (1)$$

де перший доданок враховує скіс потоку від переднього крила (взаємоіндукцію), а другий – власну індукцію заднього крила.

Перший доданок наведеного виразу буде усередненням емпіричних формул Мунка [45, с. 55] для скосу потоку на горизонтальному оперенні моноплана і біплана, відповідно:

$$\Delta\alpha_{GO} = -1,5 \frac{c_{y1}}{\pi e_1 \lambda_{ef1}} \quad \text{і} \quad \Delta\alpha_{GO} = -1,8 \frac{c_{y1}}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}.$$

Зазначимо, що вираз не враховує співвідношення розмахів крил, поздовжні та поперечні інтервали між крилами, які впливають на величину скосу потоку.

б) більш акуратний розрахунок проводиться шляхом визначення швидкостей від приєднаного та кінцевих вихорів переднього крила в усіх точках заднього крила за формулою Біо-Савара. При цьому вважаємо, що кінцеві вихори переднього крила у вертикальній площині орієнтовані за напрямом зовнішнього потоку (рис. 2.2), а в

горизонтальній площині – вихори стягуються до площини симетрії на певну відстань. Насправді, вихори у вертикальній площині можуть суттєво відхилитись від прямолінійної траєкторії. На рис. 2.3 спостерігається вигин переднього вихору, який внаслідок меншого кута установлення переднього крила був значно слабшим, ніж задній (зазвичай, в схемі «тандем» задній вихор є слабшим і вигинається більше).

Для трапецієподібного ізольованого переднього крила зі звуженням η можна наближено записати відстань між вихорами в площині Трефтца [44, с. 103]:

$$l'_{із} = l_1 \left(0,64 + \frac{0,25}{\eta} \right).$$

З урахуванням впливу фюзеляжу [52, с. 412], отримаємо:

$$l' = l_1 \left(0,64 + \frac{0,25}{\eta_1} \right) k_d + d_{кр}, \quad (2)$$

де $d_{кр}$ – діаметр фюзеляжу в місці стику з крилом,

k_d – поправочний коефіцієнт, що визначається за відношенням $d_{кр}/l_1$ згідно таблиці 2.1:

Таблиця 2.1

$d_{кр} / l_1$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
k_d	1,0	0,980	0,970	0,968	0,968	0,970	0,972	0,980	0,985	0,995	1,0

В довільній точці простору з координатами (x, y, z) відносно центру приєднаного вихору (рис. 2.4) при малих числах Маха можна записати [45, с. 42]:

$$\begin{aligned}
 V_y = & -\frac{\Gamma_1(0,5l' - z)}{4\pi((0,5l' - z)^2 + y^2)} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) + \\
 & -\frac{\Gamma_1(0,5l' + z)}{4\pi((0,5l' + z)^2 + y^2)} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) + \\
 & -\frac{\Gamma_1 x}{4\pi(x^2 + y^2)} \left(\frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right)
 \end{aligned} \quad (3)$$

де $\Gamma_1 = 0,5c_{y1}V_1 \frac{S_1}{l_1}$ – циркуляція/інтенсивність вихору переднього крила [48, с. 277].

Тут перші два доданки відповідають вільним вихорам, а останній – приєднаному вихору переднього крила. Тому при числовому розрахунку характеристик двох профілів останній доданок не враховується.

Підставивши інтенсивність вихору Γ_1 і враховуючи те, що скіс потоку завжди вимірюється в кількох градусах, тобто

$$\Delta\alpha_{\text{ск21}} = \arctg \frac{V_y}{V_2} \approx \frac{V_y}{V_2} = \frac{V_y}{\sqrt{k_V}V_1}$$

Після нескладних перетворень одержимо остаточну формулу:

$$\Delta\alpha_{\text{ск21}} = -\frac{c_{y1}S_1}{8\pi\sqrt{k_V}l_1} \left[\frac{0,5l' - z}{(0,5l' - z)^2 + y^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} \right) + \frac{0,5l' + z}{(0,5l' + z)^2 + y^2} \times \right. \quad (3a)$$

$$\left. \times \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) + \frac{x}{x^2 + y^2} \left(\frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) \right],$$

Аналіз цих формул в загальному вигляді складний, і раніше [45] розглядалися лише спеціальні випадки (дуже віддалені від крила точки або такі, що знаходяться в площині симетрії ЛА). Якщо для горизонтального оперення можна з достатньою для практичних завдань точністю визначити скіс потоку в площині симетрії, то для заднього крила в схемі «тандем» необхідно визначити скіс в кожній точці за розмахом крила. Для визначення коефіцієнта піднімальної сили достатньо потім визначити середній скіс за крилом, а для коефіцієнта опору – треба врахувати зміну розподілу піднімальної сили за розмахом заднього крил.

При відсутності кутів поперечного V крил, враховуючи уповільнення потоку за переднім крилом, отримаємо середні величини індукованої швидкості та скосу потоку на задньому крилі внаслідок інтерференції з переднім:

$$V_{y\text{сеп}} = \frac{1}{l_2} \int_{-l_2/2}^{l_2/2} V_y(z) dz, \quad \Delta\alpha_{\text{ск21}} = \arctg \frac{V_{y\text{сеп}}}{V_2} \approx \frac{V_{y\text{сеп}}}{V_2} = \frac{1}{l_2} \int_{-l_2/2}^{l_2/2} \Delta\alpha_{\text{ск21}}(z) dz, \quad (4)$$

де V_2 – середня швидкість потоку, що набігає на заднє крило.

В загальному вигляді обчислити такий інтеграл (невизначений) не вдається. Але розрахунок визначеного інтегралу за допомогою загальнодоступних комп'ютерних програм виконується за долі секунди із заданою точністю 10^{-5} (наприклад, в *Mathcad* результати за методами *Romberg* і *Adaptive* різняться лише четвертим знаком).

За наявності кута поперечного V переднього крила ψ_1 вільні вихори піднімаються вгору на $\Delta y = 0,5l'\sin\psi_1$, а центр кожного приєднаного піввихору – на $\Delta y = 0,25l'\sin\psi_1$.

При появі кута поперечного V заднього крила ψ_2 змінюється висота коробки крил h_0 , а при інтегруванні скосу за розмахом заднього крила потрібно враховувати, що змінюється не лише координата z , але і y (рис. 2.5). Області скосу за переднім крилом представлені на рис. 2.6.

Для визначення середнього скосу при нульовому куті атаки потрібно підставити в (3а)

$$x = l_{x0}, \quad y = y_0 + |z| \operatorname{tg} \psi_2 - 0,5l' \operatorname{tg} \psi_1$$

де l_{x0} , y_0 – відстані між лініями 25 % хорд переднього та заднього крил вздовж і перпендикулярно будівельній горизонталі фюзеляжу (у зв'язаній системі координат),

та інтегрувати за формулою (4) в межах $[-l_2 \cos \psi_2 / 2; l_2 \cos \psi_2 / 2]$:

$$\Delta \alpha_{\text{ск}21} \approx \frac{1}{l_2 \cos \psi_2} \int_{-l_2 \cos \psi_2 / 2}^{l_2 \cos \psi_2 / 2} \Delta \alpha_{\text{ск}21}(z) dz \quad (4a)$$

Тут ми вважаємо l_2 розмахом крила при $\psi_2 = 0$.

При появі кута атаки з геометричних міркувань винесення крил та висота між ними в швидкісній системі координат запишуться у вигляді:

$$\begin{aligned} x &= l_x = l_{x0} \cos \alpha + (y_0 + |z| \operatorname{tg} \psi_2 - 0,5l' \operatorname{tg} \psi_1) \sin \alpha, \\ y &= -l_{x0} \sin \alpha + (y_0 + |z| \sin \psi_2 - 0,5l' \sin \psi_1) \cos \alpha, \end{aligned} \quad (5)$$

де y_0 – вертикальний інтервал між кореневими перерізами крил при $\alpha=0$ ($y_0 > 0$, якщо заднє крило вище).

За наявності кутів стрілоподібності χ_1 і χ_2 (надалі вважаємо їх малими) і згину крил під дією аеродинамічних навантажень:

$$x = (l_{x0} - 0,5l'tg \chi_1 + |z|tg \chi_2) \cos \alpha + (y_0 + |z|tg \psi_2 - 0,5l'tg \psi_1 - h_1 + h_2) \sin \alpha, \quad (5a)$$

$$y = -(l_{x0} - 0,5l'tg \chi_1 + |z|tg \chi_2) \sin \alpha + (y_0 + |z|tg \psi_2 - 0,5l'tg \psi_1 - h_1 + h_2) \cos \alpha,$$

де h_1, h_2 – згини, відповідно, переднього і заднього крил в зв'язаній системі координат; також є функціями піднімальної сили.

Таким чином, підставляючи (5) в (3a) і (4a), одержимо середній скіс потоку на задньому крилі від впливу переднього за наявності кутів поперечного V обох крил при довільному куті атаки. Надалі можна розширити методуку на випадок наявності кута ковзання.

Часто для визначення аеродинамічних характеристик ЛА кут скосу потоку представляють у вигляді:

$$\Delta \alpha_{ck21} = \varepsilon_0 + \varepsilon^\alpha \alpha.$$

Наближено можна взяти похідну від формули Хорнера (1) і обчислити

$$\varepsilon^\alpha = -1,6 \frac{c_{y1}^\alpha}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}. \text{ Точніше взяти похідну від формули (4a), отримати}$$

$$\varepsilon^\alpha = d\alpha_{ck21} / d\alpha \text{ і } \varepsilon_0 = -\varepsilon^\alpha \alpha_{01}. \quad (6)$$

Зручно користуватись табличними даними.

Розглянемо випадок $\psi_1 = \psi_2 = \chi_1 = \chi_2 = 0^\circ$, $c_{y1} = 0,5$ ($\alpha_0 = -3^\circ$, $\alpha = 2,5^\circ$), $\eta_1 = 1$, $d = b_1 = 0,1l_1$ і запишемо значення коефіцієнта ε^α в залежності від безрозмірних параметрів винесення крила (l_{x0}/l_1), висоти коробки крил (h_0/l_1) і розмаху заднього крила (l_2/l_1) (табл. 2.2, 2.3).

За даними таблицями можна інтерполювати скіс потоку на задньому крилі при проміжних значеннях геометричних параметрів.

Зазначимо, що при зміні кута атаки вертикальний інтервал значення ε^α теж дещо змінюється (зменшується при віддаленні крил у вертикальній площині). Слід відмітити, що за формулою Хорнера всі наведені в таблиці значення були б однакові ($-\varepsilon^\alpha \approx 0,33$), що не відповідає дійсності: так при збільшенні розмаху заднього крила з $0,9l_1$ до $1,5l_1$ скіс потоку може зменшуватись вдвічі.

Таблиця 2.2. Значення параметра ($-\varepsilon^\alpha$) при $l_{x0}/l_1=0,3$

$l_2/l_1 \backslash h_0/l_1$	0,9	1,0	1,05	1,1	1,2	1,3	1,5
-0,01	0,300	0,274	0,270	0,248	0,209	0,182	0,145
-0,03	0,274	0,257	0,249	0,234	0,203	0,178	0,143
-0,05	0,256	0,242	0,232	0,220	0,194	0,172	0,139
-0,07	0,239	0,227	0,218	0,207	0,186	0,165	0,135
-0,10	0,217	0,205	0,198	0,189	0,172	0,155	0,127

Таблиця 2.3. Значення параметра ($-\varepsilon^\alpha$) при $l_{x0}/l_1=0,6$

$l_2/l_1 \backslash h_0/l_1$	0,9	1,0	1,05	1,1	1,2	1,3	1,5
-0,01	0,210	0,173	0,190	0,186	0,161	0,138	0,107
-0,03	0,193	0,174	0,175	0,172	0,153	0,134	0,105
-0,05	0,182	0,169	0,166	0,162	0,147	0,129	0,103
-0,07	0,173	0,162	0,158	0,153	0,140	0,125	0,101
-0,10	0,161	0,152	0,147	0,142	0,131	0,118	0,097

Розрахунок середнього скосу потоку на задньому крилі для типової геометрії схеми «тандем» згідно запропонованого методу, а також за методом Бетца [45, с. 65] і формулою Хорнера наведено в таблиці 2.4. Очевидно, що метод Бетца систематично занижує скіс потоку, а формула Хорнера при малих додатних кутах атаки співпадає з результатами запропонованого методу, а далі також суттєво занижує значення.

Таблиця 2.4. Розрахунок скосу потоку на задньому крилі

$\alpha, ^\circ$	c_{y1}	$\Delta\alpha_{ск21}$ (новий метод), $^\circ$	$\Delta\alpha_{ск21}$ (Бетц), $^\circ$	$\Delta\alpha_{ск21}$ (Хорнер), $^\circ$
0	-0,145	0,74	0,39	0,5
2	0,019	-0,09	-0,05	-0,1
3,9	0,176	-0,85	-0,42	-0,6
5,8	0,331	-1,53	-0,75	-1,2
7,8	0,491	-2,17	-1,05	-1,8
9,8	0,645	-2,71	-1,30	-2,3
11,7	0,780	-3,13	-1,50	-2,8
13,7	0,906	-3,46	-1,65	-3,3
15,7	1,000	-3,62	-1,74	-3,6

Недоліком аналітичних способів залишається:

1) ігнорування складної форми системи чотирьох вільних вихорів, якої вони набувають внаслідок взаємного відштовхування (в меншій мірі – притягання); тобто форма вихрових джгутів відрізняється від теоретичної, що доведено візуальними дослідженнями. Для врахування взаємного відштовхування необхідно ввести безрозмірний критерій величини взаємодії вихорів;

2) ігнорування формулою Біо-Савара того, що реальний вихор завжди має в'язке ядро, і якщо він проходить близько до поверхні заднього крила, то суттєво змінює розподіл тиску (а відповідно і піднімальну силу, і індуктивний опір) за розмахом заднього. Для уникнення цього недоліку необхідно вводити емпіричні поправки або вважати, що ядро вихору не перетинає заднє крило.

Визначення коефіцієнту піднімальної сили

Для схеми «тандем» піднімальна сили створюється крилами та фюзеляжем:

$$c_{y\text{танд}} = c_{y1} \frac{S_1}{S} + c_{y2} \frac{S_2}{S} + c_{y\phi} \frac{S_M}{S}, \quad (7)$$

де $S = S_1 + S_2$ – сумарна площа двох крил в плані;

$c_{y\phi}$ – коефіцієнт піднімальної сили фюзеляжу;

S_M – площа міделю фюзеляжу.

Щоб побудувати графік залежності коефіцієнту піднімальної сили крила від кута атаки $c_y(\alpha)$ з відомою точністю, достатньо встановити кут нульової піднімальної сили α_0 , критичний кут атаки $\alpha_{кр}$, а також похідну від коефіцієнта за кутом атаки c_y^α .

Для переднього крила прямокутного в плані з відомим профілем без кручення і без поперечного V можна записати [48, с. 290; 13]:

$$c_{y1} = c_{y np1}^\alpha \frac{\alpha - \alpha_{01} + \varphi_1}{1 + \frac{c_{y np1}^\alpha}{\pi \lambda_{ef1}} (1 + \tau)} = c_{y np1}^\alpha \frac{\alpha - \alpha_{01} + \varphi_1}{1 + \frac{c_{y np1}^\alpha}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}} = c_{y np1}^\alpha \frac{\alpha - \alpha_{01} + \varphi_1}{1 + \frac{c_{y np1}^\alpha}{\lambda_{ef1}} 0,375} \quad (8)$$

де φ_1 – кут установлення крила (надалі ведемо відлік кутів атаки від САХ переднього крила і $\varphi_1 = 0$);

α_{01} – кут нульової піднімальної сили профілю переднього крила (можна прийняти рівним даній величині для ізольованого профілю)

$c_{y np1}^\alpha$ – похідна коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки для *профілю* переднього крила;

$$\lambda_{ef1} = \frac{\lambda}{1 + S_{ПФ} / S_1} = \frac{l_1^2 / S_1}{1 + S_{ПФ} / S_1} = \frac{l_1^2}{S_1 + S_{ПФ}} \quad \text{– ефективне видовження.}$$

За наявності таблично заданих характеристик профілю:

$$c_{y1} = c_{y np1} \frac{\alpha - \alpha_{01}}{\alpha - \alpha_{01} + \frac{c_{y np1}}{\pi \lambda_{ef1}} (1 + \tau)} = c_{y np1} \frac{\alpha - \alpha_{01}}{\alpha - \alpha_{01} + \frac{c_{y np1}}{\lambda_{ef1}} 0,375} \quad (8a)$$

За наявності кутів поперечного V та/або стрілоподібності формули набувають вигляду:

$$c_{y1} = c_{y np1}^\alpha \frac{\alpha - \alpha_{01}}{\frac{1}{\cos \psi_1 \cos \chi_1} + \frac{c_{y np1}^\alpha}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}} \quad (9)$$

$$c_{y1} = c_{y np1} \frac{\alpha - \alpha_{01}}{\frac{\alpha - \alpha_{01}}{\cos \psi_1 \cos \chi_1} + \frac{c_{y np1}}{\pi e_1 \lambda_{e\phi 1}}} \quad (9a)$$

На лінійній ділянці графіка $c_{y2}(\alpha)$ для заднього крила без поперечного V:

$$c_{y2} = c_{y np2}^a (\alpha - \alpha_{02} + \Delta\alpha_{ск} + \Delta\varphi) = c_{y np2}^a \left(\alpha - \alpha_{02} - \frac{c_{y2}}{\pi e_2 \lambda_{e\phi 2}} + \Delta\alpha_{ск 21} + \Delta\varphi \right),$$

де α_{02} – кут нульової піднімальної сили заднього профілю, можна прийняти рівне значенню ізольованого профілю. Не можна визначати його за графіком $c_{y np2}(\alpha)$ в системі двох профілів, так як не враховується скіс від вільних вихорів (!);

$\Delta\alpha_{ск 21}$ – кут скосу потоку від переднього крила (якщо характеристики заднього профілю отримані при наявності переднього, то в $\Delta\alpha_{ск 12}$ слід враховувати лише вільні вихори);

$\Delta\varphi$ – кут між хордою заднього крила та напрямом, відносно якого вимірюються кути атаки; різниця між кутами установаження заднього і переднього крил (деградація $\Delta\varphi = \varphi_2 - \varphi_1$), якщо кути відміряються за хордою переднього крила.

Слід зазначити: якщо характеристики заднього профілю отримані при наявності переднього під дійсними кутами установаження, то деградацію все одно треба враховувати, і в загальному випадку $\Delta\varphi \neq 0$.

Врахувавши гальмування потоку, поперечне V та стрілоподібність крила, запишемо:

$$c_{y2} = k_V c_{y np2}^a \left(\alpha - \alpha_{02} - \frac{c_{y2}}{\pi e_2 \lambda_{e\phi 2}} + \Delta\alpha_{ск 21} + \Delta\varphi \right) \cos \psi_2 \cos \chi_2,$$

де $k_V = q_2 / q_1 = V_2^2 / V_1^2$ – коефіцієнт гальмування потоку;

ψ_2 – кут поперечного V;

χ_2 – кут стрілоподібності (за лінією 25% хорд).

Виокремивши з рівняння c_{y2} ,

$$c_{y2} = \frac{c_{y np2}^{\alpha}}{\frac{1}{k_V \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y np2}^{\alpha}}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}} (\alpha - \alpha_{02} + \Delta \alpha_{ск21} + \Delta \varphi). \quad (10)$$

У випадку заданого таблично коефіцієнту піднімальної сили профілю крила $c_{y np2}$ з урахуванням $c_{y np2}^{\alpha} = c_{y np2} / (\alpha - \alpha_{02})$ можна записати:

$$c_{y2} = c_{y np2} \frac{\alpha - \alpha_{02} + \Delta \alpha_{ск21} + \Delta \varphi}{\frac{\alpha - \alpha_{02}}{k_V \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y np2}}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}} \quad (10a)$$

Всі кути мають бути представлені в радіанах.

В вирази (10) і (10a) можна підставити наближену величину

$$\Delta \alpha_{ск21} = -1,6 \frac{c_{y1}}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}, \text{ де } c_{y1} \text{ отримано з (9). Точніше застосувати визначені раніше}$$

коефіцієнти ε^{α} і ε_0 і одержати:

$$c_{y2} = c_{y np2}^{\alpha} \frac{(1 + \varepsilon^{\alpha})\alpha - \alpha_{02} - \varepsilon^{\alpha}\alpha_{01} + \Delta \varphi}{\frac{1}{k_V \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y np2}^{\alpha}}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}} \quad (10б)$$

$$c_{y2} = c_{y np2} \frac{(1 + \varepsilon^{\alpha})\alpha - \alpha_{02} - \varepsilon^{\alpha}\alpha_{01} + \Delta \varphi}{\frac{\alpha - \alpha_{02}}{k_V \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y np2}}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}} \quad (10в)$$

За формулами (9) і (10) легко визначити похідну c_y^{α} :

$$c_{y1}^{\alpha} = \frac{1}{\frac{1}{c_{y np1}^{\alpha} \cos \psi_1 \cos \chi_1} + \frac{1}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}} \text{ і } c_{y2}^{\alpha} = \frac{1 + \varepsilon^{\alpha}}{\frac{1}{k_V c_{y np2}^{\alpha} \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{1}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}}. \quad (11)$$

Для системи двох крил і для ЛА взагалі:

$$c_y^{\alpha} = c_{y1}^{\alpha} \frac{S_1}{S} + c_{y2}^{\alpha} \frac{S_2}{S}, \quad (12)$$

$$c_{y \text{ мандр}}^{\alpha} = c_{y1}^{\alpha} \frac{S_1}{S} + c_{y2}^{\alpha} \frac{S_2}{S} + c_{y \phi}^{\alpha} \frac{S_M}{S} \quad (12a)$$

Якщо крила розташовані близько, і впливом заднього крила на переднє знехтувати не можна, то коефіцієнти піднімальної сили визначаються з системи рівнянь:

$$\begin{aligned} c_{y1} &= c_{y1i3} + c_{y1}^{\alpha} \Delta\alpha_{ck12} = c_{y1i3} + c_{y1}^{\alpha} k_{12} c_{y2}; \\ c_{y2} &= c_{y2i3} + c_{y2}^{\alpha} \Delta\alpha_{ck21} = c_{y2i3} + c_{y2}^{\alpha} k_{21} c_{y1}, \end{aligned}$$

де k_{12} , k_{21} мають місце, так як в усіх моделях скіс пропорційний до коефіцієнту піднімальної сили відповідного крила.

Якщо знехтувати величинами другого порядку малості, то

$$k_{12} = \frac{\Delta\alpha_{ck12}}{c_{y2}}; \quad k_{21} = \frac{\Delta\alpha_{ck21}}{c_{y1}}.$$

де $\Delta\alpha_{ck21}$ визначається за формулами (3а) і (4а), а $\Delta\alpha_{ck12}$ виводиться аналогічно:

$$\begin{aligned} \Delta\alpha_{ck12} &= -\frac{c_{y2} S_2}{8\pi l_2} \left[\frac{0,5l_2' - z}{(0,5l_2' - z)^2 + y^2} \left(1 - \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l_2' - z)^2}}\right) + \frac{0,5l_2' + z}{(0,5l_2' + z)^2 + y^2} \right. \\ &\times \left. \left(1 - \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l_2' + z)^2}}\right) - \frac{x}{x^2 + y^2} \left(\frac{0,5l_2' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l_2' - z)^2}} + \frac{0,5l_2' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l_2' + z)^2}} \right) \right], \end{aligned} \quad (13)$$

$$\Delta\alpha_{ck12} \approx \frac{1}{l_1 \cos \psi_1} \int_{-l_1 \cos \psi_1 / 2}^{l_1 \cos \psi_1 / 2} \Delta\alpha_{ck12}(z) dz \quad (14)$$

Тоді

$$c_{y1} = \frac{c_{y1i3} + c_{y1}^{\alpha} k_{12} c_{y2i3}}{1 - c_{y1}^{\alpha} c_{y2}^{\alpha} k_{12} k_{21}}, \quad c_{y2} = \frac{c_{y2i3} + c_{y2}^{\alpha} k_{21} c_{y1i3}}{1 - c_{y1}^{\alpha} c_{y2}^{\alpha} k_{12} k_{21}} \quad (15)$$

Можна визначити кут нульової піднімальної сили заднього крила α_{02}^* . Якщо крило не має аеродинамічного та геометричного кручення, то кут буде таким, як і у профілю ($\alpha_{02} \approx -2\bar{f}_2$ рад, де \bar{f}_2 – відносна кривизна профілю заднього крила в частках хорди). Якщо крило має аеродинамічне або геометричне кручення, то кут визначається відносно САХ.

Кут нульової піднімальної сили α_{02}^* з урахуванням інтерференції дорівнює

$$\alpha_{02}^* - \alpha_{02} + \Delta\alpha_{\text{ек}21} + \Delta\varphi = 0.$$

Якщо взяти наближений вираз $\Delta\alpha_{\text{ек}12}$ з (1), то після нескладних перетворень одержимо:

$$\alpha_{02}^* = \frac{(\pi e_1 \lambda_{\text{ef}1} + c_{y \text{np}1}^{\alpha})(\alpha_{02} - \Delta\varphi) + 1,6 c_{y \text{np}1}^{\alpha} \alpha_{01}}{\pi e_1 \lambda_{\text{ef}1} - 0,6 c_{y \text{np}1}^{\alpha}}. \quad (16)$$

Точніше визначити α_{02}^* графічно, побудувавши залежність $c_{y2}(\alpha)$.

Якщо крило складається з кількох секцій (на зразок телескопічного крила), то оцінити α_0 можна, вважаючи піднімальну силу кожної секції пропорційною площі (за формулою $Y_2 = c_{y2}^{\alpha}(\alpha - \alpha_{02} - \Delta\alpha_{\text{ек}21} + \Delta\varphi)q_2 S_2$, причому множники c_{y2}^{α} і q_2 не значно варіюються для різних секцій, а скосом потоку $\Delta\alpha_{22}$ нехтуємо, так як для крила в цілому піднімальна сила дорівнює нулю:

$$\alpha_{02} = \alpha_{020} S_{20} / S_2 + \sum_{i=1}^n (\alpha_{02i} - \Delta\varphi_i) S_{2i} / S_2, \quad (17)$$

де $\Delta\varphi_i$ – кут установлення i -ї секції відносно основної.

Надалі, обчисливши піднімальну силу заднього крила з урахуванням інтерференції, можна визначити фокус системи крил.

Запропонований метод визначення коефіцієнтів піднімальної сили обох крил дає похибку в околі критичного кута атаки профілю, для якого профільний коефіцієнт починає знижуватись, а крила – продовжує рости внаслідок більшого критичного кута атаки. На цій ділянці необхідно оцінити критичний кут атаки крила на основі попереднього досвіду та інтерполювати розраховані та оціночні значення. Наприклад, для практики можна вважати, що для прямокутного крила видовженням $\lambda = 6$ [45, с. 39]:

$$c_{y \text{max}} = c_{y \text{max np}} / 1,07 \quad (18)$$

Визначення коефіцієнту опору

Головною складністю при визначенні коефіцієнту опору ЛА схеми «тандем» (навіть при автомобельних числах Рейнольдса) є обчислення індуктивного опору з

урахуванням взаємного впливу переднього і заднього крил.

Прямий метод розрахунку полягає в модернізації існуючого для моноплану [48, с. 284]: можна визначити циркуляцію в кожному перерізі заднього крила:

$$\Gamma(z) = 0,5C_Y^\alpha(z)b(z)V_0 \left(\alpha_{geom}(z) + \frac{1}{4\pi V_0} \int_{-l/2}^{l/2} \frac{d\Gamma(z_1)/dz_1}{z_1 - z} dz_1 + \frac{V_{y np}(z) + V_{y vit}(z)}{\sqrt{K_V} V} \right),$$

де останній доданок враховує скіс потоку від переднього крила.

А, відповідно, і коефіцієнти піднімальної сили та сили лобового опору:

$$Y = \rho V_0 \int_{-l/2}^{l/2} \Gamma(z) dz,$$

$$X_i = -\rho \int_{-l/2}^{l/2} \Gamma(z) \left[\frac{1}{4\pi} \int_{-l/2}^{l/2} \frac{d\Gamma(z_1)/dz_1}{z_1 - z} dz_1 \right] dz$$

Точне вирішення цих рівнянь складне навіть для моноплану (тобто без скосу потоку від переднього крила), тому, як правило, отримується наближений розв'язок шляхом розкладання в ряд Фур'є. Математичні перетворення подібних виразів добре відомі [45], хоча є досить громіздкими.

Спрощений метод визначити індуктивний опір базується на класичній теорії Прандтля, згідно з якою [11, с. 60]:

$$X_i = \frac{1}{\pi q} \left[\left(\frac{Y_1^2}{l_1^2} \right) + 2\sigma \frac{Y_1 Y_2}{l_1 l_2} + \left(\frac{Y_2^2}{l_2^2} \right) \right] \quad (19)$$

Опір літального апарата схеми «тандем» складається з опорів двох крил (з урахуванням інтерференції між собою і з фюзеляжем), фюзеляжу, вертикального оперення. Опір крила складається з профільного та індуктивного. Індуктивний визначається теоретично, а профільний – методами числової аеродинаміки для системи двох профілів. При цьому вважаємо, що розмах крил одного порядку, а заднє крило не знаходиться безпосередньо в супутньому сліді переднього, тобто заднє не знаходиться вище переднього в інтервалі (0,2...0,45) САХ переднього крила [44, с. 119].

Індуктивний опір складається з опору самоіндукції та взаємоіндукції [45, с. 68], який зручно виділити з опору крила. Тоді коефіцієнт опору ЛА схеми «тандем» можна записати у вигляді:

$$c_{x \text{ танд}} = c_{x \text{ кр1}} \frac{S_1}{S} + c_{x \text{ кр2}} \frac{S_2}{S} + \Delta c_{x \text{ інд21}} + (c_{x \text{ ф}} \frac{S_M}{S} + c_{x \text{ ВО}} \frac{S_{\text{ВО}}}{S}) \quad (20)$$

де $\Delta c_{x \text{ інд21}}$ – коефіцієнт взаємоіндукції, розглянутий нижче;

$(c_{x \text{ ф}} \frac{S_M}{S} + c_{x \text{ ВО}} \frac{S_{\text{ВО}}}{S})$ – коефіцієнт опору фюзеляжу і вертикального оперення,

зведений до площі еквівалентного крила (сумарної площі двох крил).

Величини $c_{x \text{ кр1}}$ і $c_{x \text{ кр2}}$ з урахуванням інтерференції з фюзеляжем запишуться у вигляді:

$$c_{x \text{ кр1}} = c_{x \text{ із кр1}} (1 - k_{\text{інт1}} \frac{S_{\text{ПФ1}}}{S_1}), \quad (21a)$$

$$c_{x \text{ кр2}} = c_{x \text{ із кр2}} (1 - k_{\text{інт2}} \frac{S_{\text{ПФ2}}}{S_2}), \quad (21б)$$

де $S_{\text{ПФ1}}$, $S_{\text{ПФ2}}$ – площі переднього і заднього крил, відповідно, зайняті фюзеляжем;

Для високоплану коефіцієнт інтерференції приймається $k_{\text{інт1}} \approx 1,0$, а коефіцієнт опору ізольованого крила [48, с. 287]

$$c_{x \text{ із кр1}} = c_{x \text{ нр1}} + \frac{c_{y \text{ кр1}}^2}{\lambda_{\text{еф1}}} 0,335 \Rightarrow c_{x \text{ кр1}} = (c_{x \text{ нр1}} + \frac{c_{y \text{ кр1}}^2}{\lambda_{\text{еф1}}} 0,335) (1 - \frac{S_{\text{ПФ1}}}{S_1}) \quad (22)$$

Для низькоплану, яким частіше є заднє крило, $k_{\text{інт2}} = 0,25 \dots 0,6$ [48, с. 376].

Перетворюючи відому формулу [45, с. 82; 11, с. 60], одержимо:

$$c_{x \text{ із кр2}} = c_{x \text{ нр2}} + c_{x \text{ інд2}} = c_{x \text{ нр2}} + \frac{c_{y \text{ кр2}}^2}{\lambda_{\text{еф2}}} 0,335, \quad (23)$$

де $c_{x \text{ нр2}}$ – коефіцієнт профільного опору заднього крила (з урахуванням підвищеного ступеня турбулентності потоку за переднім крилом), визначається числовими методами;

$c_{x\text{ind}2}$ – коефіцієнт власного індуктивного опору заднього крила;

Коефіцієнт опору взаємодукції:

$$\Delta c_{x\text{ind}21} = 2\sigma \frac{c_{y1}c_{y2}S_1S_2}{\pi(S_1 + S_2)l_1l_2} \quad (24)$$

де σ – коефіцієнт Прандтля.

Згідно теорії Прандтля коефіцієнт σ обчислюється як

$$\sigma = \frac{1}{8} \ln \frac{l^2 + h^2}{c^2 + h^2}, \quad (24a)$$

де $l = (l_1 + l_2)/2$ – середній розмах крила;

$c = (l_1 - l_2)/2$ – звисання крила;

h – висота коробки крил в швидкісній системі координат, тобто що залежить від кута атаки (див. рис. 2.3); $h=y$ за формулою (5).

Як показано нижче (див. розділ 4.1), розрахунок поляри за формулами (20)–(24) призводить до заниження опору порівняно з експериментальними даними. При цьому формули (20)–(23) не викликають сумніву. Сама концепція визначення індуктивного опору через коефіцієнт Прандтля також підтверджується сучасними математичними методами [46], тобто похибки порівняно з більш точним рішенням незначні. Залишається уточнити величину коефіцієнта Прандтля, так як величина скосу потоку відрізняється за новим методом і класичними теоріями.

Запропонований новий підхід зворотній відносно класичного. В 30-40-і роки для геометрії крил в схемі «тандем» визначали безрозмірні коефіцієнти ϵ_{12} і ϵ_{21} [45], за ними розраховували і скіс потоку $\Delta\alpha_{ck21}$ (далі – піднімальну силу), і з них виводився коефіцієнт Прандтля σ . Так як зараз ми можемо точніше визначити $\Delta\alpha_{ck21}$ інтегральним розрахунком, то тепер за цією c_{x1}, c_{x2} величиною ми розраховуємо коефіцієнти $\epsilon_{12}, \epsilon_{21}$ і в результаті – σ Прандтля (рис. 2.7).

Скіс потоку на задньому крилі від переднього визначається за формулою

$$\Delta\alpha_{ck21} = \epsilon_{21} \frac{c_{y1}}{4\pi\sqrt{k_V}} \frac{b_1}{l_2} \Rightarrow \epsilon_{21} = \frac{4\pi\Delta\alpha_{ck21}}{c_{y1}} \frac{l_2}{b_1} \sqrt{k_V}, \quad (25)$$

В той же час коефіцієнт Прандтля виводився як

$$\sigma = \frac{\varepsilon_{12} + \varepsilon_{21}}{8} \quad (26)$$

Якщо знехтувати впливом заднього крила на переднє, то $\varepsilon_{12} = 0$ і

$$\sigma = \frac{\pi \Delta\alpha_{\text{ск}21} \cdot l_2}{2 c_{y1} \cdot b_1} \sqrt{k_V} \quad (27)$$

Якщо винесення крил відносно мале ($l_{x0} < 3b_1$) і знехтувати впливом заднього крила на переднє не можна, то

$$\sigma = \frac{\varepsilon_{12} + \varepsilon_{21}}{8} = \frac{\pi}{2} \left(\frac{\Delta\alpha_{\text{ск}12} \cdot l_1}{c_{y2} \cdot b_2} + \frac{\Delta\alpha_{\text{ск}21} \cdot l_2}{c_{y1} \cdot b_1} \sqrt{k_V} \right) \quad (27a)$$

Врахування гнучкості крил призводить до зміни в розрахунках скосу потоку і коефіцієнта Прандтля. Як показує трубний експеримент, навіть при жорсткому передньому крилі та гнучкому задньому збільшення кута атаки призводить до збільшення висоти коробки крил. Таким чином, для верхнього розташування переднього крила при збільшенні кута атаки коефіцієнт Прандтля зменшується, й опір взаємоіндукції також зменшується.

Таким чином, розроблено метод визначення аеродинамічних коефіцієнтів піднімальної сили і лобового опору для схеми «тандем» з урахуванням трьох видів інтерференції між крилами. Метод базується на гіпотезі П-подібних вихорів з урахуванням їх стягування до площини симетрії аналогічно моноплану; на формулі Біо-Савара для розрахунку швидкостей, індукованих вихорами.

В реальному газі вихори мають циліндричні ядра, в яких в силу явища в'язкості швидкість потоку збільшується при віддаленні від осі вихору [48, с. 67]. Якщо крило і вісь вихору знаходяться ближче між собою, ніж радіус вихору, то наведена вище апроксимація не буде справедливою. Щоб обійти дану особливу точку існують два підходи: або вважати, що радіус малий порівняно з характерними габаритами (відстанню у [53]), або помістити по осі вихору уявний циліндр деяким радіусом r , хоча складність являє визначення цього радіусу.

Крім того, необхідно враховувати такі особливості схеми «тандем», як вільні вихори переднього крила, що проходять близько до верхньої або нижньої поверхні заднього крила. Реальні вихори у в'язкому газі мають розрідження всередині. Тому їх проходження мінімально вище/нижче заднього крила викликає відчутне збільшення/зменшення підйімальної сили заднього крила, зміну опору взаємоіндукції, а також зміщення фокуса ЛА назад/вперед. Таким чином, незначна відмінність в геометричних параметрах може призводити до відчутної відмінності в аеродинамічних характеристиках, зокрема в максимальній аеродинамічній якості літального апарата.

Очевидно, з точки зору підйімальної сили вигідніше, щоб вільний вихор проходив над заднім крилом, тобто переднє крило розміщується вище заднього. Але при цьому спостерігається ефект нелінійності підйімальної сили від кута атаки: при збільшенні кута атаки зростає вертикальний інтервал між крилами (тобто і між переднім вільним вихором та заднім крилом), тому позитивний вплив інтерференції на підйімальну силу зменшується.

Теоретично розрахувати характеристики заднього крила з урахуванням розрідження всередині вихору складно; можливо ввести емпіричний поправочний коефіцієнт.

Отже, найбільші похибки методу матимуть місце при близькому розташуванні вільних вихорів переднього та заднього крил та при близькому проходженні переднього вихору до поверхні заднього крила. В першому випадку вихори відштовхуються і змінюють форму, що в певній мірі змінює величину середнього скосу потоку на задньому крилі та розподіл скосу за розмахом заднього крила. В другому випадку розрідження всередині вихору збільшує підйімальну силу заднього крила, якщо вихор проходить близько до його верхньої поверхні, і зменшує – якщо близько до нижньої поверхні.

Визначення поздовжньої статичної стійкості базується на визначенні коефіцієнтів підйімальних сил за формулами (7)–(15).

Поздовжній момент ЛА схеми «тандем» відносно центру мас:

$$M_z = M_{z0} + Y(x_F - x_{цм})$$

де $M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} b_{екв} (S_1 + S_2)$ – поздовжній момент;

$M_{z0} = m_{z0} \frac{\rho V^2}{2} b_{екв} (S_1 + S_2)$ – поздовжній момент при $c_y = 0$;

$$Y = c_{y1} \frac{\rho V^2}{2} S_1 + c_{y2} \frac{\rho V^2}{2} S_2 = (c_{y1} S_1 + c_{y2} S_2) \frac{\rho V^2}{2},$$

причому інтерференція між крилами, кути поперечного V та стрілоподібності вже враховані в коефіцієнтах c_{y1} і c_{y2} .

$$m_z = m_{z0} - (\bar{x}_F - \bar{x}_{цм}) c_y = m_{z0} + m_z^{cy} c_y \quad (28)$$

Зазначимо, що при від'ємному куті деградації для $c_y = 0$, як правило, має місце $c_{y1} > 0$, $c_{y2} < 0$.

$$c_{y1} S_1 = -c_{y2} S_2.$$

Тоді

$$c_{y1} = c_{y1}^a (\alpha - \alpha_{01}) S_1 = -c_{y2}^a \left(\alpha + \frac{-\varepsilon^a \alpha_{01} - \alpha_{02} + \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^a} \right) S_2.$$

Звідси визначимо кут нульової піднімальної сили системи двох крил:

$$\alpha_0 = \frac{c_{y1}^a \alpha_{01} S_1 + c_{y2}^a \frac{\varepsilon^a \alpha_{01} + \alpha_{02} - \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^a} S_2}{c_{y1}^a S_1 + c_{y2}^a S_2}, \quad (29)$$

де c_{y1}^a і c_{y2}^a визначаються з формули (11).

При цьому куті атаки коефіцієнт поздовжнього моменту дорівнює:

$$m_{z0} = m_{z01} \frac{S_1}{S} + c_{y1}^a (\alpha_0 - \alpha_{01}) \frac{x_1}{b_{екв}} \frac{S_1}{S} + m_{z02} \frac{S_2}{S} - c_{y2}^a \left(\alpha_0 - \frac{\varepsilon^a \alpha_{01} + \alpha_{02} - \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^a} \right) \frac{x_2}{b_{екв}} \frac{S_2}{S}, \quad (30)$$

де x_1 , x_2 – відстані від центра мас до ліній чвертей хорд переднього і заднього крил або до чвертей їх САХ (при стрілоподібності); насправді фокус може знаходитись в межах 0,20...0,25 хорди в залежності від профілю [44, с. 44];

тому доцільно встановити положення фокусу з більшою точністю за допомогою числових методів (так само як і величини m_{z01} , m_{z02}).

Тоді для будь-якого кута атаки на лінійній ділянці $c_y(\alpha)$ для системи двох крил:

$$m_z = m_{z01} \frac{S_1}{S} + c_{y1}^\alpha (\alpha - \alpha_{01}) \frac{x_1}{b_{екв}} \frac{S_1}{S} + m_{z02} \frac{S_2}{S} - c_{y2}^\alpha \left(\alpha - \frac{\varepsilon^\alpha \alpha_{01} + \alpha_{02} - \Delta\varphi}{1 + \varepsilon^\alpha} \right) \frac{x_2}{b_{екв}} \frac{S_2}{S}, \quad (31)$$

$$m_z^\alpha = c_{y1}^\alpha \frac{x_1}{b_{екв}} \frac{S_1}{S} - c_{y2}^\alpha \frac{x_2}{b_{екв}} \frac{S_2}{S} \quad (32)$$

Розділивши вираз (19) на (12), одержимо:

$$m_z^{c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} = \frac{m_z^\alpha}{c_y^\alpha} = \frac{c_{y1}^\alpha \frac{x_1}{b_{екв}} \frac{S_1}{S} - c_{y2}^\alpha \frac{x_2}{b_{екв}} \frac{S_2}{S}}{c_{y1}^\alpha \frac{S_1}{S} + c_{y2}^\alpha \frac{S_2}{S}} \quad (33)$$

Звідси, якщо відміряти положення центру мас від чверті САХ переднього крила ($\bar{x}_{цм} = \frac{x_1}{b_{екв}}$), після нескладних перетворень одержимо:

$$\bar{x}_F = \bar{x}_{цм} - m_z^{c_y} = - \frac{c_{y2}^\alpha S_2}{c_{y1}^\alpha S_1 + c_{y2}^\alpha S_2} \frac{l_{x0}}{b_{екв}}. \quad (34)$$

ЛА без двигуна буде статично стійким за перевантаженням за умови

$$c_{y1}^\alpha x_1 S_1 < c_{y2}^\alpha x_2 S_2. \quad (35)$$

Вплив фюзеляжу на поздовжній момент порівняно незначний, так як в схемі «тандем» плечі сил переднього та заднього крил значно більші, за плече фюзеляжу. Окрім того, момент створюється тягою двигуна.

Вплив поперечного V крила.

За наведеними в розділі 3 результатами проведених випробувань застосування кута поперечного V крила визнано ефективним способом збільшення максимальної аеродинамічної якості ЛА схеми «тандем» без зростання маси конструктивно-силової схеми та літального апарата в цілому.

Зміна кута поперечного V одного з крил (наприклад, переднього) відрізняється від зміни вертикального інтервалу між крилами тим, що не лише збільшує відстань h між вільним вихором переднього крила та площиною заднього крила, а також зміщує точку проекції z вихору на площину (рис. 2.8).

В експерименті за конструктивними обставинами змінним параметром був кут поперечного V заднього крила ($\psi_2=0; -5; -9$), а переднє крило, на якому розташовувались державки, було фіксованим. Негативним наслідком застосування від'ємного кута поперечного V є погіршення бокової стійкості літального апарата (зростає коефіцієнт статичної поперечної стійкості m_x^β). При цьому надання передньому крилу додатнього кута ψ_1 не лише підвищує максимальну аеродинамічну якість, але і робить ЛА стійкішим в боковому русі. Тому представляє інтерес встановлення залежності (відповідності) між кутами поперечного V переднього та заднього крил.

Подальші викладки зроблені в припущенні, що положення вільного вихору переднього крила відоме і залежить лише від розмаху та кута поперечного V переднього крила; положення вільного вихору заднього крила залежить лише від розмаху та кута поперечного V заднього крила. Іншими словами: зміни положення і форми вихорів внаслідок взаємного відштовхування малі порівняно зі зміною положення ідеальних прямолінійних вихорів внаслідок зміни геометрії.

$$\Delta h = 0,5l_1 \sin \psi_1; \quad \Delta z = -0,5l_1(1 - \cos \psi_1).$$

В загальному випадку якщо кут поперечного V переднього крила змінюється не від нульового, а від певної величини ψ_1 до величини ψ'_1 , то

$$\Delta h = 0,5l_1(\sin \psi'_1 - \sin \psi_1); \quad \Delta z = 0,5l_1(\cos \psi'_1 - \cos \psi_1).$$

Для заднього крила $\Delta h = h' - h$, $\Delta z = z' - z$ визначаються з прямокутного трикутника ABC (рис. 2.9).

Формули набувають вигляду:

$$\Delta h = \sqrt{(0,5l_1)^2 + h^2} \sin(-\psi_2 + \arctg \frac{2h}{l_1}) - h;$$

$$\Delta z = \sqrt{(0,5l_1)^2 + h^2} \cos(-\psi_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1}) - 0,5l_1.$$

В загальному випадку:

$$\begin{aligned} \Delta h &= \sqrt{(0,5l_1)^2 + h^2} [\sin(-\psi'_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1}) - \sin(-\psi_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1})] \\ \Delta z &= \sqrt{(0,5l_1)^2 + h^2} [\cos(-\psi'_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1}) - \cos(-\psi_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1})] \end{aligned}$$

Встановимо еквівалентний з точки зору індуктивної інтерференції кут поперечного V заднього крила. На індуктивну інтерференцію впливають лише зміна положення вихору відносно заднього крила, тобто тільки зміна геометричних параметрів h і z . Таким чином, якщо прирівняти зміни відстані Δh між вихором та площиною заднього крила для поперечного V переднього та заднього крил (рис. 2.8 і 2.9), одержимо:

$$\psi_1 = \arcsin[\frac{2}{l_1} (\sqrt{(0,5l_1)^2 + h^2} \sin(-\psi_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1}) - h)] \quad (36)$$

$$\psi_2 = \operatorname{arctg}(\frac{2h}{l_1}) - \arcsin[\frac{0,5l_1 \sin \psi_1 + h}{\sqrt{(0,5l_1)^2 + h^2}}]$$

Якщо ж прирівняти зміни Δz положення точки проєкції, то отримаємо:

$$\psi_1 = \arccos[\sqrt{1 + (2h/l_1)^2} \cos(-\psi_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1})] \quad (37)$$

$$\psi_2 = \operatorname{arctg}(\frac{2h}{l_1}) - \arccos[\frac{\cos \psi_1}{\sqrt{1 + (2h/l_1)^2}}]$$

В загальному випадку обидва підходи дають вирази, відповідно:

$$\psi'_1 = \arcsin[\frac{2}{l_1} \sqrt{(0,5l_1)^2 + h^2} (\sin(-\psi'_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1}) - \sin(-\psi_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1})) + \sin \psi_1],$$

$$\psi'_2 = \operatorname{arctg}(\frac{2h}{l_1}) - \arcsin[\frac{0,5l_1 (\sin \psi'_1 - \sin \psi_1)}{\sqrt{(0,5l_1)^2 + h^2}} + \sin(-\psi_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1})]; \quad (36a)$$

$$\psi'_1 = \arccos[\sqrt{1 + (2h/l_1)^2} (\cos(-\psi'_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1}) - \cos(-\psi_2 + \operatorname{arctg} \frac{2h}{l_1})) + \cos \psi_1]$$

$$\psi'_2 = \arctg\left(\frac{2h}{l_1}\right) - \arccos\left[\frac{\cos \psi'_1 - \cos \psi_1}{\sqrt{1 + (2h/l_1)^2}} + \cos(-\psi_2 + \arctg \frac{2h}{l_1})\right]; \quad (37a)$$

Таким чином формули (36a) і (37a) встановлюють відповідність між кутами поперечного V переднього та заднього крил в схемі «тандем». З точки зору класичної теорії Прандтля (і це підтверджується експериментальними дослідженнями) важливими є обидва фактори, як вертикальний інтервал h , так і відстань в напрямі розмаху крила (звисання крила $c = \frac{l_1 - l_2}{2}$). Встановлення того, які з виразів точніше описують реальні характеристики ЛА, потребує подальшого експериментального дослідження.

Проведено розрахунки еквівалентних кутів поперечного V для конкретної моделі схеми «тандем» (обчислення ψ_1 при $l_1=1,05$ м, $h=0,07$ м, ψ_2 змінна). Показано, що формули (36) порівняно з формулою (37) занижують абсолютну величину еквівалентного кута переднього крила приблизно в 2 рази (табл. 2.5).

Таблиця 2.5. Еквівалентні кути поперечного V переднього та заднього крил

$\psi_2, ^\circ$	0	-3,0	-5,0	-7,0	-9,0
ψ_1 за $\Delta h, ^\circ$	0	3,0	5,0	6,9	8,9
ψ_1 за $\Delta z, ^\circ$	0	7,4	10,1	12,5	14,8

Таким чином, можна зробити висновок, що при відхиленні переднього крила в загальному випадку не можна отримати тотожну картину вихрової системи до тієї, що спостерігається при відхиленому задньому крилі. Особливим випадком є нульовий вертикальний інтервал $h=0$, при якому за обома формулами (36) і (37):

$$\psi_1 = -\psi_2.$$

За наявності ненульових початкових кутів поперечного V за першим підходом одержимо:

$$\psi'_1 = \arcsin[-\sin \psi'_2 + \sin \psi_2 + \sin \psi_1], \quad \psi'_2 = \arcsin[\sin \psi'_1 - \sin \psi_1 - \sin \psi_2],$$

за другим:

$$\psi'_1 = \arccos[\cos \psi'_2 - \cos \psi_2 + \cos \psi_1], \quad \psi'_2 = -\arccos[\cos \psi'_1 - \cos \psi_1 + \cos \psi_2].$$

Для реального літального апарата випадок $h=0$ не реалізується внаслідок взаємного відштовхування однонаправлених кінцевих вихорів, що підтверджується візуальними випробуваннями в аеродинамічній трубі. Тобто не існує абсолютної відповідності між кутами поперечного V переднього та заднього крил, і визначення впливу кута поперечного V одного крила на аеродинамічні характеристики ЛА схеми «тандем» необхідно виконувати за наведеним вище методом, або ж експериментальними та числовими методами.

2.2. Метод визначення бокової статичної стійкості

Визначення шляхової та поперечної стійкості літального апарата схеми «тандем» і «качка» має специфіку порівняно з традиційною схемою: вихрова зона від передніх несучих поверхонь створює моменти по крену при кутах ковзання літака [54, с. 70]. Треба зазначити, що у відкритих джерелах взагалі не знайдено методів оцінки бокової стійкості таких ЛА з урахуванням інтерференції.

Визначення бокової статичної стійкості базується на визначенні скосу потоку за розмахом заднього крила у розділі 2.1. Формули необхідно розширити з урахуванням появи кута ковзання β . Коефіцієнти моментів записуються у зв'язаній системі координат.

В подальшому аналізі вільні (кінцеві) вихори вважаються прямолінійними. Насправді, як показують візуальні дослідження, внаслідок взаємовпливу (відштовхування) вільний вихор переднього крила має перегин при наближенні до заднього крила (див. рис. 3.9.11, 3.9.12). Вільні вихори заднього крила можуть бути прямолінійними; але при віддаленні вихорів переднього та заднього крил останні набувають характерної для моноплану форми зі стягуванням до площини симетрії.

За приблизними замірами на основі наведеного монтажу фотографій вільний вихор переднього крила при $\beta = 0^\circ$ проходить через 84 % напіврозмаху заднього крила. При $\beta = -5^\circ$ вихор наближається до 78 %, а при $\beta = +5^\circ$ – віддаляється до 92 %. Таким чином, середній кут скосу переднього вихору в горизонтальній площині в першому випадку (при віддаленні вихорів) складає $\sim 4,1^\circ$, а в другому $\sim 5,4^\circ$.

При виникненні кута ковзання $\beta > 0$ спостерігаємо наступне (рис. 2.10):

1. відстань l' між осями вихорів не змінюється, так як характер розподілу циркуляції за розмахом переднього крила не змінюється

$$l' = l'_{кр} \cdot k_d + d_{кр} = \left(0,64 + \frac{0,25}{\eta}\right) l_1 \cdot k_d + d_{кр};$$

2. піднімальна сила переднього крила зменшується, так як повздовжня складова швидкості складає $V = V_0 \cdot \cos\beta$, циркуляція в площині симетрії крила

$$\Gamma_0 = c_y \frac{S_1}{l_1} V_0 \cos\beta \frac{\eta}{1,285\eta + 0,5},$$
 тому швидкість і кут скосу потоку, пропорційні Γ_0 , в тій

же точці в швидкісній системі координат зменшується в $1/\cos\beta$ раз. При кутах ковзання $-10^\circ \leq \beta \leq 10^\circ$ зміною циркуляції в площині симетрії крила можна знехтувати з похибкою, що не перевищує 1,5 %;

3. відстань від початку вільного вихору до точки його перетину з заднім крилом збільшується на $\Delta l = l_x \sin\beta$, однаково для обох консолей. Проте для реальних кутів ковзання та відстані $l_x \geq 0,6l_1$ [55, с. 416] зміна інтенсивності вихору від такої зміни відстані є величиною другого порядку малості і нею можна знехтувати;

4. осі вихорів проходять через заднє крило (точніше – через його лінію фокусів) в зв'язаній системі координат не по координатах $z = \pm l'/2$, а по $z = \pm l'/2 - l_x \operatorname{tg}\beta$, де l_x – відстань між лініями 25% хорд крил.

Загальний розмах заднього крила з від'ємним скосом потоку незмінний l' , відповідно, і з додатнім скосом також незмінний $l_2 - l'$. Проте відбувається перерозподіл скосу потоку за консолями заднього крила. З якісних міркувань очевидно, що при $\beta > 0$ дійсний кут атаки на правій консолі зростає, на лівій – зменшується, тобто $m_x^\beta < 0$. Зазначимо, що для традиційної схеми ЛА із горизонтальним оперенням спостерігається протилежне явище (рис. 2.10б): на правій консолі ГО дійсний кут атаки знижується через наближення осі вільного вихору правої консолі крила. Хоча вісь вільного вихору лівої консолі крила віддаляється, цей вихор менше впливає на праву консоль ГО, тож загальний кут

атаки та піднімальна сила правої консолі ГО зменшується. На лівій консолі ГО – навпаки збільшується, тому загальний момент крену від інтерференції $m_x^\beta > 0$. Так як розмах оперення в традиційній схемі в кілька разів менший за розмах крила, вільний вихор досить віддалений від оперення, і даний негативний прояв інтерференції несучих поверхонь є нехтовно малим. В той же час для ЛА схеми «тандем», що має порівняні за площею несучі поверхні, дане явище може суттєво впливати на загальну стійкість апарата і його необхідно аналітично враховувати.

Також очевидно, що при збільшенні повздовжнього винесення крила поява кута β бути створювати більший момент, так як вільний вихор більше переміщується вздовж розмаху заднього крила і створює більшу асиметрію обтікання. Тобто при зростанні l_x за абсолютною величиною збільшується і m_x^β , а поперечна стійкість збільшується. Тобто до формул, що визначають поперечну стійкість, необхідно внести поправку на інтерференцію $m_{x\text{інт}}^\beta$.

Для моноплана (індекс I) без стрілоподібності коефіцієнти статичної стійкості зводяться до площі S_1 і розмаху l_1 і визначаються за формулами [55, с. 486]:

$$m_{xI}^\beta = m_{x\text{кр}1}^\beta + m_{x\text{BO}I}^\beta = -\frac{1}{2}c_{y\text{кр}1}^\alpha \cdot \Psi_1 \cdot \frac{1}{3} \cdot \frac{\eta_1 + 2}{\eta_1 + 1} - c_{z\text{BO}}^\beta \frac{S_{\text{BO}}}{S_1} \frac{y_{\text{BO}}}{l_1}; \quad (38)$$

$$m_{yI}^\beta = m_{y\text{кр}1}^\beta + m_{y\phi I}^\beta + m_{y\text{BO}I}^\beta = -a \cdot m_{x\text{кр}1}^\beta - c_{z\phi}^\beta \frac{S_M}{S_1} \frac{x_\phi}{l_1} - c_{z\text{BO}}^\beta \frac{S_{\text{BO}}}{S_1} \frac{L_{\text{BO}}}{l_1}; \quad (39)$$

Для схеми «тандем» (індекс II) коефіцієнти зводяться до площі двох крил $(S_1 + S_2)$ і середнього їх розмаху $(l_1 + l_2)/2$. Тоді:

$$\begin{aligned} m_{xII}^\beta &= m_{x\text{кр}1}^\beta \frac{S_1}{S_1 + S_2} \frac{2l_1}{l_1 + l_2} + m_{x\text{кр}2}^\beta \frac{S_2}{S_1 + S_2} \frac{2l_2}{l_1 + l_2} + m_{x\text{BO}II}^\beta + m_{x\text{інт}}^\beta = \\ &= -\frac{1}{2}c_{y\text{кр}1}^\alpha \cdot \Psi_1 \frac{1}{3} \cdot \frac{\eta_1 + 2}{\eta_1 + 1} \frac{S_1}{S_1 + S_2} \frac{2l_1}{l_1 + l_2} - \frac{1}{2}c_{y\text{кр}2}^\alpha \cdot \Psi_2 \cdot \frac{1}{3} \cdot \frac{\eta_1 + 2}{\eta_1 + 1} \frac{S_2}{S_1 + S_2} \frac{2l_2}{l_1 + l_2} \\ &- c_{z\text{BO}}^\beta \frac{S_{\text{BO}}}{S_1 + S_2} \frac{2y_{\text{BO}}}{l_1 + l_2} + m_{x\text{інт}}^\beta = m_{xI}^\beta \frac{S_1}{S_1 + S_2} \frac{2l_1}{l_1 + l_2} - 0,25c_{y\text{кр}2}^\alpha \cdot \Psi_2 \frac{S_2}{S_1 + S_2} \frac{2l_2}{l_1 + l_2} + m_{x\text{інт}}^\beta; \end{aligned} \quad (40)$$

$$m_{yII}^{\beta} = m_{y_{кр1}}^{\beta} + m_{y_{кр2}}^{\beta} + m_{y_{\phi}}^{\beta} + m_{y_{BO}}^{\beta} + m_{y_{int}}^{\beta} = -a_1 \cdot m_{x_{кр1}}^{\beta} - a_2 \cdot m_{x_{кр2}}^{\beta} - c_{z\phi}^{\beta} \frac{S_M}{S_1 + S_2} \frac{2x_{\phi}}{l_1 + l_2} - c_{zBO}^{\beta} \frac{S_{BO}}{S_1 + S_2} \frac{2L_{BO}}{l_1 + l_2} = m_{yI}^{\beta} \frac{S_1}{S_1 + S_2} \frac{2l_1}{l_1 + l_2} - a_2 \cdot m_{x_{кр2}}^{\beta}, \quad (41)$$

де $m_{y_{int}}^{\beta}$ прийнято рівним нулю, так як інтерференція практично не створює момент навколо вертикальної вісі;

a_1, a_2 – емпіричні коефіцієнти (для прямокутного крила далі прийняті рівними 1).

За наявності стрілоподібності χ крил до коефіцієнтів $m_{x_{кр}}^{\beta}$ треба додати

$$m_{x_{кр\chi}}^{\beta} = -\frac{1}{6} c_{y_{кр}} \frac{\eta_1 + 2}{\eta_1 + 1} \operatorname{tg} \chi, \quad (42)$$

що залежить від значення коефіцієнта піднімальної сили в даний момент.

Визначимо скіс потоку за умов ковзання, підставивши у формулу $\alpha_{ск21}$ для вільних вихорів замість $(l'/2 - z)$ вираз $(l'/2 - l_x \operatorname{tg} \beta - z)$, замість $(l'/2 + z)$ вираз $(l'/2 + l_x \operatorname{tg} \beta + z)$ (див. рис. 2.10). Вплив приєднаного вихору змінюється лише за законом косинуса внаслідок зменшення циркуляції Γ_1 .

$$\begin{aligned} \Delta \alpha_{ск21} = & -\frac{c_{y1} S_1}{8\pi \sqrt{k_v} l_1} \left[\frac{0,5l' - l_x \operatorname{tg} \beta - z}{(0,5l' - l_x \operatorname{tg} \beta - z)^2 + y^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - l_x \operatorname{tg} \beta - z)^2}}\right) + \right. \\ & + \frac{0,5l' + l_x \operatorname{tg} \beta + z}{(0,5l' + l_x \operatorname{tg} \beta + z)^2 + y^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + l_x \operatorname{tg} \beta + z)^2}}\right) + \\ & \left. + \frac{x}{x^2 + y^2} \left(\frac{0,5l' - z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - z)^2}} + \frac{0,5l' + z}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + z)^2}} \right) \right], \quad (43) \end{aligned}$$

$$\text{де } c_{y1} = c_{y_{np1}}^{\alpha} \frac{\alpha - \alpha_{01}}{1 + \frac{c_{y_{np1}}^{\alpha}}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}} \cos \beta,$$

$$x = l_x = l_{x0} \cos \alpha + (y_0 + |z| \sin \psi_2 - 0,5l' \sin \psi_1) \sin \alpha,$$

$$y = -l_{x0} \sin \alpha + (y_0 + |z| \sin \psi_2 - 0,5l' \sin \psi_1) \cos \alpha.$$

Коефіцієнт моменту крену від інтерференції обчислюється

$$m_{x\text{ імм}} = \frac{1}{(S_1 + S_2)l_{z\text{ экв}}} \int_{-l_2/2}^{l_2/2} \Delta c_{y2}(z) b_2(z) z dz, \quad (44)$$

а для $b(z) = \text{const}$

$$m_{x\text{ імм}} = \frac{b_2}{(S_1 + S_2)l_{z\text{ экв}}} \int_{-l_2/2}^{l_2/2} \Delta c_{y2}(z) z dz. \quad (44a)$$

При цьому для крила без звуження

$$c_{y2} = \frac{c_{y\text{ np}2}^\alpha}{\frac{1}{k_V \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y\text{ np}2}^\alpha}{\pi e_2 \lambda_{\text{ еф}2}}} (\alpha - \alpha_{02} + \Delta \alpha_{\text{ск}21} + \Delta \varphi)$$

$$i \quad \Delta c_{y2} = - \frac{c_{y\text{ np}2}^\alpha \Delta \alpha_{\text{ск}21}}{\frac{1}{k_V \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y\text{ np}2}^\alpha}{\pi e_2 \lambda_{\text{ еф}2}}} \quad (45)$$

Отже, для крила без звуження (оптимального для малих БЛА [5]):

$$m_{x\text{ імм}} = - \frac{b_2}{(S_1 + S_2)l_{z\text{ экв}}} \frac{c_{y\text{ np}2}^\alpha}{\frac{1}{k_V \cos \psi_2 \cos \chi_2} + \frac{c_{y\text{ np}2}^\alpha}{\pi e_2 \lambda_{\text{ еф}2}}} \int_{-l_2/2}^{l_2/2} \Delta \alpha_{\text{ск}21}(z) z dz. \quad (46)$$

Числові розрахунки показують, що зміною впливу приєднаного вихору можна знехтувати порівняно зі зміною впливу вільних, тому достатньо записати

$$\alpha_{\text{ск}21}(z) \approx \frac{c_{y1} S_1}{8\pi l_1} \left[\frac{0,5l' - l_x \text{tg} \beta - z}{(0,5l' - l_x \text{tg} \beta - z)^2 + y^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' - l_x \text{tg} \beta - z)^2}} \right) + \right. \\ \left. + \frac{0,5l' + l_x \text{tg} \beta + z}{(0,5l' + l_x \text{tg} \beta + z)^2 + y^2} \left(1 + \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2 + (0,5l' + l_x \text{tg} \beta + z)^2}} \right) \right] \quad (47)$$

Аналогічно різниця піднімальних сил на лівій і правій консолях призводить до різниці індуктивних опорів і моменту ристання, але за розрахунками цей додатковий момент виявляється малим порівняно з тим, що створюється вертикальним оперенням.

Розрахунок поперечної статичної стійкості літального апарата без врахування інтерференції та з обчисленням поправки $m_{x\text{ імм}}^\beta$ за наведеним методом представлено

в табл. 2.6, 2.7. Розглянуто випадок $\psi_1=\psi_2=\chi_1=\chi_2=0^\circ$, $c_{y1}=0,5$ ($\alpha_0=-3^\circ$, $\alpha=2,5^\circ$), $\eta_1=\eta_2=1$, $d=b_1=0,1l_1$; площа вертикального оперення $S_{BO}=0,06(S_1+S_2)$, видовження $\lambda_{BO}=3,5$, стрілоподібність $\chi_{BO}=30^\circ$, плече сил $L_{BO}=0,5l_1$ (як в експерименті – розділ 3). Запишемо значення коефіцієнта m_x^β ($1/^\circ$) в залежності від безрозмірних параметрів винесення крила (l_{x0}/l_1), висоти коробки крил (h_0/l_1) і розмаху заднього крила (l_2/l_1).

За даними таблицями можна інтерполювати значення коефіцієнта поперечної стійкості при проміжних значеннях геометричних параметрів.

Таблиця 2.6. Значення параметра m_x^β при $l_{x0}/l_1=0,3$

l_2/l_1	0,9		1,1		1,3	
	без інтерф.	з інтерф.	без інтерф.	з інтерф.	без інтерф.	з інтерф.
-0,01	-0,0020	-0,0012	-0,0018	-0,0027	-0,0016	-0,0020
-0,03	-0,0020	-0,0016	-0,0018	-0,0025	-0,0016	-0,0020
-0,05	-0,0020	-0,0018	-0,0018	-0,0024	-0,0016	-0,0020
-0,07	-0,0020	-0,0019	-0,0018	-0,0022	-0,0016	-0,0020
-0,10	-0,0020	-0,0020	-0,0018	-0,0021	-0,0016	-0,0019

Таблиця 2.7. Значення параметра m_x^β при $l_{x0}/l_1=0,6$

l_2/l_1	0,9		1,1		1,3	
	без інтерф.	з інтерф.	без інтерф.	з інтерф.	без інтерф.	з інтерф.
-0,01	-0,0020	-0,0011	-0,0018	-0,0035	-0,0016	-0,0025
-0,03	-0,0020	-0,0016	-0,0018	-0,0031	-0,0016	-0,0024
-0,05	-0,0020	-0,0019	-0,0018	-0,0028	-0,0016	-0,0024
-0,07	-0,0020	-0,0020	-0,0018	-0,0026	-0,0016	-0,0023
-0,10	-0,0020	-0,0021	-0,0018	-0,0024	-0,0016	-0,0022

За результатами розрахунку очевидно, що при меншому розмаху заднього крила інтерференція, як правило, незначно знижує стійкість за креном, при більшому розмаху – істотно збільшує її.

Ріст поздовжнього винесення крила підвищує поперечну стійкість апарата, якщо розмах заднього крила більший. Якщо більший розмах переднього крила, то винесення практично не впливає на похідну моменту крену за кутом ковзання.

Вплив інтерференції найбільший при близьких площах крил ($l_2/l_1 = 1,0 \pm 0,1$) і може бути рівним коефіцієнту поперечного момента, що створюється вертикальним оперенням.

У випадку використання телескопічного крила, яке є перспективним напрямом розвитку безпілотної авіації, бокова стійкість в рамках наведеної моделі змінюється аналогічно зростанню розмаху обох крил. Специфікою телескопічного крила є поява звуження, що призводить до зменшення відстані між вільними вихорами одного крила [44, с. 104]. Таким чином, використання телескопічного крила, що збільшує розмах переднього крила на певну величину, еквівалентне зростанню розмаху переднього крила на дещо меншу величину.

При застосуванні *V*-подібності крил для віддалення їх кінцевих частин та зменшення загального індуктивного опору [11] вільний вихор переднього крила віддаляється від заднього крила. Загальний скіс потоку (і додатній, і від'ємний) наведений переднім крилом на задньому крилі за модулем зменшується, а значить і позитивний вплив індуктивної інтерференції на поперечну стійкість зменшується.

Погіршення шляхової стійкості можна віднести до недоліків застосування *V*-подібності крил в схемі «тандем», хоча малоімовірно, що ці недоліки переважатимуть переваги від зменшення опору та збільшення несучої здатності заднього крила.

2.3. Дослідження аеродинамічних характеристик літального апарата з телескопічним крилом при низьких числах Рейнольдса

Схема «тандем» серед БЛА класу «мікро» набула поширення через те, що дозволяє зменшити розмах крил, зокрема, для контейнерного (трубного) старту. Перед польотом консолі крил такого БЛА складені вздовж фюзеляжу, а відразу після старту повертаються перпендикулярно фюзеляжу. Одним з недоліків розглянутих апаратів залишається обмежений внутрішніми габаритами контейнеру розмах і, як наслідок, видовження переднього та заднього крил. З цієї причини доцільно розглянути можливість використання телескопічного (ступінчатого) крила, що складається з основного та висувного [56, с. 40–44].

Метою даного розділу є дослідження аеродинамічних характеристик БЛА класу «мікро» з телескопічним крилом (одно- або багатоступінчатим) та узагальнення методу для випадку крила складної форми в плані. Специфікою таких БЛА є політ за низьких чисел Рейнольдса, тут розглянуто діапазон $Re=125\ 000\dots 250\ 000$, що є робочим для більшості з них при використанні тандемної схеми (див. розділ 1.1).

Запропонований метод є узагальненням результатів, одержаних в роботах [1], [48], [57] і [58], а також нових досліджень [59], що дозволяють зменшити розбіжність між розрахованими та експериментальними даними на 25 % [60].

Для крила, що в розгорнутому вигляді складається з прямокутних секцій (рис. 2.11), нехтуємо ділянкою плавного спряження між основною та висувною секціями. Схема та позначення, прийняті для багатоступінчатого крила, наведені на рис. 2.12.

З одного боку, збільшення видовження крила λ з точки зору аеродинаміки неманевреного апарата є бажаним, так як зменшує індуктивний опір. З іншого боку застосування висувного крила має недоліки. По-перше, це призводить до появи звуження крила, що є недоліком для апаратів розглядуваних габаритів [5, с. 47]. Аеродинаміка висувного крила відрізняється меншим числом Рейнольдса, тобто більшим коефіцієнтом опору тиску c_{xp} та меншим максимальним значенням

коефіцієнту піднімальної сили $c_{y_{max}}$. По-друге, висувне крило має уміщатися в основному, а це ускладнює виготовлення крила за наявності геометричного кручення або турбулізаторів на поверхні крила. По-третє, застосування механізму розкладання крила потребує збільшення його маси.

Для створення математичної моделі БЛА схеми «тандем» необхідно враховувати інтерференцію між переднім та заднім крилами. Згідно теоретичних положень [11, с. 60–61] на індуктивний опір заднього крила (певної геометрії та при певному куті атаки) впливає в першу чергу вертикальний інтервал між переднім та заднім крилами, який залишається незмінним при застосуванні висувного крила. Таким чином, можемо знехтувати зміною індуктивної інтерференції і розглядати залежність АХ крила від власної геометрії.

Розглянемо по черзі коефіцієнти опору та піднімальної сили.

Опір крила дорівнює сумі профільного та індуктивного опорів.

$$c_{xO} = c_{x_{npO}} + c_{x_{indO}}, \quad (48)$$

$$c_{x\Sigma} = c_{x_{np\Sigma}} + c_{x_{ind\Sigma}},$$

де $c_{x_{npO}}, c_{x_{np\Sigma}}$ – коефіцієнти профільного опору основного та повного крил;

$c_{x_{indO}}, c_{x_{ind\Sigma}}$ – коефіцієнти індуктивного опору основного та повного крил.

Профільний опір i -ї висувної секції відрізняється від основного і залежить від форми профілю, його товщини, ступеня турбулентності та числа Рейнольдса. Характеристики профілю основної секції (c_y^a, c_{x0}) вважаємо визначеними.

Експериментальні залежності коефіцієнта опору від числа Рейнольдса [41, с. 8] для товщини профілю $\bar{c}=6...12\%$ в даному діапазоні Re можна з високою точністю апроксимувати залежністю (рис. 2.13, 2.14):

$$c_x = a_1 + \frac{a_2}{Re^{1,4}}, \quad (49)$$

де a_1 і a_2 – коефіцієнти, що залежать від товщини та форми профілю, шорсткості поверхні та початкового ступеня турбулентності.

Для профілю товщиною 12% зменшення хорди на 10% (зменшення Re з 180 000 до 162 000) призводить до зростання коефіцієнту опору профілю з $1,11 \cdot 10^{-2}$ до $1,18 \cdot 10^{-2}$, тобто на $\sim 5,1\%$. Тому з точки зору профільного опору вигідно максимально наблизити довжину хорди висувного крила до хорди основного.

Коефіцієнти a_1 і a_2 у формулі (49) визначені для товщин профілю 6% ($a_1=0,005$, $a_2=5,4 \cdot 10^4$) і 12% ($a_1=0,0068$, $a_2=10,5 \cdot 10^4$). Для товщини основного крила в діапазоні 6...12% коефіцієнт a_2 доцільно отримати лінійною інтерполяцією значень на границях діапазону:

$$a_2 = 5,4 \cdot 10^4 + \frac{5,1 \cdot 10^4}{0,06} (\bar{c}_O - 0,06) = 5,4 \cdot 10^4 + 8,5 \cdot 10^5 (\bar{c}_O - 0,06) \quad (50)$$

Так як A_X основного профілю при відповідному числі Рейнольдса, як правило, відоме, то можемо визначати коефіцієнт a_1 :

$$a_1 = c_{xnpO} - \frac{a_2}{Re_O^{1,4}}.$$

Тоді вплив зменшення довжини хорди на профільний опір секції крила (при незмінній товщині) можна записати:

$$c_{xnpBi} = c_{xnpO} + a_2 \left(\frac{1}{Re_{Bi}^{1,4}} - \frac{1}{Re_O^{1,4}} \right) = c_{xnpO} + a_2 \left(\frac{v}{V} \right)^{1,4} \left(\frac{1}{b_{Bi}^{1,4}} - \frac{1}{b_O^{1,4}} \right), \quad (51)$$

де c_{xnpBi} – профільний опір i -ї висувної секції крила,

V – крейсерська швидкість БЛА;

v – кінематичний коефіцієнт в'язкості, що визначається за температурою повітря (для $t=0^\circ\text{C}$ $v=1,37 \cdot 10^{-5}$ м²/с, для $t=20^\circ\text{C}$ $v=1,57 \cdot 10^{-5}$ м²/с) [48, с. 15].

При характерній геометрії основного крила малого БЛА неминучим є зменшення відносної товщини висувного крила стосовно основного. Це призводить до зменшення як профільного опору, так і несучої здатності висувного крила.

При $Re \leq 50\,000$ для профілів з точкою відносної товщини $\bar{x}_c \approx 0,3$ можна рекомендувати емпіричну залежність [41, с. 7]:

$$c_x = 2c_f \left(1 + \frac{c}{b} \right) + \left(\frac{c}{b} \right)^3.$$

При $Re \geq 500\ 000$ для профілів з точкою відносної товщини $\bar{x}_c \approx 0,3$ можна рекомендувати емпіричну залежність [41, с. 9]:

$$c_x = 2c_f \left(1 + 2\frac{c}{b} + 60\left(\frac{c}{b}\right)^4\right).$$

Вважаючи, що коефіцієнт опору тертя слабо залежить від товщини профілю [55, с. 54], одержимо відношення профільних коефіцієнтів опору при однаковій хорді:

$$c_{x_{np\ Bi}} = c_{x_{np\ O}} \frac{1 + 2\bar{c}_{Bi} + 60\bar{c}_{Bi}^4}{1 + 2\bar{c}_O + 60\bar{c}_O^4} \quad (52)$$

Враховуючи вплив і довжини хорди, і відносної товщини профілю, тобто поєднуючи формули (51) і (52), запишемо:

$$c_{x_{np\ Bi}} = \left[c_{x_{np\ O}} + a_2 \left(\frac{v}{V}\right)^{1,4} \left(\frac{1}{b_{Bi}^{1,4}} - \frac{1}{b_O^{1,4}}\right) \right] \frac{1 + 2\bar{c}_{Bi} + 60\bar{c}_{Bi}^4}{1 + 2\bar{c}_O + 60\bar{c}_O^4} \quad (53)$$

Відмітимо, що в зоні автомодельності чисел Рейнольдса ($Re > 10^6$) формула зводиться до вигляду (52).

Отриманий у формулі (53) коефіцієнт профільного опору відноситься до площі висувного крила. Тоді незалежно від діапазона чисел Рейнольдса для багатоступінчатого телескопічного крила вираз набуває вигляду:

$$c_{x_{np\ \Sigma}} = c_{x_{np\ O}} \frac{S_O}{S_O + \sum_{i=1}^n S_{Bi}} + \sum_{i=1}^n \left(c_{x_{np\ Bi}} \frac{S_{Bi}}{S_O + \sum_{i=1}^n S_{Bi}} \right) \quad (54)$$

Розглянемо **індуктивний опір** основного та повного крил (рис. 2.15).

Для основного крила коефіцієнт індуктивного опору дорівнює:

$$c_{x_{ind\ O}} = \frac{c_y^2}{\pi e_O \lambda_{O\ e\phi}},$$

де e_O – коефіцієнт Освальда; для прямокутного крила з видовженням більше 5 і без кручення $e_O \approx 0,95$ [48, с. 287];

$$\lambda_{Oef} = \frac{\lambda_O}{1 + S_{ПФ} / S_O} = \frac{l_O^2 / S_O}{1 + S_{ПФ} / S_O} = \frac{l_O^2}{S_O + S_{ПФ}} - \text{ефективне видовження}$$

основної секції крила;

$S_{ПФ}$ – площа крила, зайнята фюзеляжем.

Визначення індуктивного опору багатоступінчатого крила математично складне, тому для практичних задач його доцільного спростити. За нашими даними [60] вільними вихорами на стику сусідніх секцій можна знехтувати. Візуальні дослідження показують, що що їх інтенсивність як мінімум на порядок менша, ніж кінцевого вихору. Отож, повне крило зводиться до еквівалентного [57; 58]. Такий прийом припустимий і для оцінки профільного опору, проте наведена вище методика більш акуратно враховує вплив числа Рейнольдса на АХ апарата.

Площа, розмах та звуження еквівалентного крила такі ж як у повного, стрілоподібність за передньою кромкою дорівнює нулю.

$$\lambda_{\Sigma} = \frac{l_{\Sigma}^2}{S_{\Sigma}}, \quad \eta_{\Sigma} = \frac{b_O}{b_{Bn}},$$

$$b_{\Sigma A} = \frac{b_{AO}S_O + \sum_{i=1}^n b_{ABi}S_{Bi}}{S} = \frac{b_O S_O + \sum_{i=1}^n b_{Bi}S_{Bi}}{S}, \quad (55)$$

$$\bar{c}_{сер} = \frac{\bar{c}_O S_O + \sum_{i=1}^n \bar{c}_{Bi} S_{Bi}}{S}$$

Для отриманого крила

$$c_{x \text{ инд } \Sigma} = \frac{c_y^2}{\pi e_{\Sigma} \lambda_{\Sigma ef}} = c_y^2 \left(\frac{k}{\pi e_{k=1} \lambda_{\Sigma ef} k_{\phi}} + \frac{1-k}{\pi e_{k=0} \lambda_{\Sigma ef} k_{\phi}} \right), \quad (56)$$

де $e_{k=1}$ – коефіцієнт Освальда при повній підсмоктуючій силі;

$e_{k=0}$ – коефіцієнт Освальда при нульовій підсмоктуючій силі;

k – степінь реалізації підсмоктуючої сили;

k_{ϕ} – коефіцієнт форми поперечного перерізу фюзеляжу.

$$\lambda_{\Sigma e\phi} = \frac{\lambda_{\Sigma}}{1 + S_{\Pi\phi} / (S_O + \sum_{i=1}^n S_{B_i})}$$

Коефіцієнти Освальда розраховуються за формулами:

$$e_{k=1} = \frac{c_y^{\alpha}}{\lambda_{\Sigma}} \bar{y}_{cg}^e, \quad e_{k=0} = \frac{c_y^{\alpha}}{\pi \lambda_{\Sigma}}, \quad (57)$$

де c_y^{α} – похідна піднімальної сили за кутом атаки

$$c_{y\Sigma}^{\alpha} = \frac{c_{y np}^{\alpha}}{1 + \frac{c_{y np}^{\alpha}}{\pi e_{\Sigma} \lambda_{\Sigma e\phi}}};$$

\bar{y}_{cg}^e – відносна відстань між центрами вихрових джгутів в площині Треффта;

для нестрілоподібних крил емпірична залежність $\bar{y}_{cg}^e = k_1 + k_2 \lambda_{\Sigma}$.

Коефіцієнти k_1 і k_2 є функціями звуження крила. Для $\eta_{\Sigma} = 1$ $k_1 = 0,5269$, $k_2 = 0,1730$, для $\eta_{\Sigma} = 2$ $k_1 = 0,4919$, $k_2 = 0,1413$. Для відомого $\eta_{\Sigma} = \frac{b_{Bn}}{b_O}$, інтерполюючи

за граничними значеннями, можна записати:

$$k_1 = 0,5269 - 0,035(\eta_{\Sigma} - 1), \quad k_2 = 0,173 - 0,0317(\eta_{\Sigma} - 1).$$

Тоді

$$e_{k=1} = \frac{c_y^{\alpha}}{\lambda_{\Sigma e\phi}} [0,5269 + 0,123\lambda_{\Sigma} + (\eta_{\Sigma} - 1)(0,0183\lambda_{\Sigma} - 0,035)] \quad (58)$$

Коефіцієнт k для нестрілоподібних крил можна наближено обчислити за формулою:

$$k = 0,974 - 0,0976 \cdot e^{-0,456\lambda_{\Sigma} / \eta_{\Sigma}}. \quad (59)$$

Коефіцієнт форми фюзеляжу залежить від відносного діаметру фюзеляжу $\bar{d} = \frac{d}{l}$ та характерного відносного розміру поперечного перерізу $\bar{a} = \frac{a}{l}$ (рис. 2.16).

Зі збільшенням розмаху крила відносний діаметр зменшується, а k_{ϕ} збільшується, наближаючись до 1. Для БЛА, що розкладаються в польоті (див. рис.

2.12), $\bar{d} \approx \frac{b_B}{l}$, так як діаметр фюзеляжу і хорда основного крила закладаються максимальними для даного контейнеру. Для «безпілотників» відносний діаметр фюзеляжу, як правило, малий $\bar{d} \leq 0,15$, тому за графіком для $\bar{a} < 0,2$ коефіцієнт k_ϕ змінюється менш ніж на 0,01 і для практичних цілей можна прийняти $k_\phi = 1$. Тоді формула (56) набуває вигляду:

$$c_{x\text{інд}\Sigma} = \frac{c_y^2}{\pi e_\Sigma \lambda_\Sigma} = \frac{c_y^2}{\pi \lambda_\Sigma} \left(\frac{k}{e_{k=1}} + \frac{1-k}{e_{k=0}} \right) \quad (60)$$

Таким чином, підставляючи вирази (57)–(59) в (60), одержимо коефіцієнт індуктивного опору повного (телескопічного) крила як функцію коефіцієнта піднімальної сили. Підставляючи формулу (50) в (53), а (53) – в (54), отримаємо значення коефіцієнта профільного опору; а вирази (54) і (60) в (48) – загального коефіцієнта опору повного крила.

В той же час згідно з нашими даними [60] для визначення індуктивного опору телескопічного крила можна застосовувати альтернативний метод, наведений в роботі [1], згідно якої:

$$c_{x\text{інд}O} = \frac{c_y^2 (1 + \delta_O)}{\pi \lambda_{O\text{еф}}},$$

$$c_{x\text{інд}\Sigma} = \frac{c_y^2 (1 + \delta_\Sigma)}{\pi \lambda_{\Sigma\text{еф}}}, \quad (61)$$

где
$$\delta_\Sigma = 0,02 \lambda_{\Sigma\text{еф}} \left(3,1 - \frac{14}{\eta_\Sigma} + \frac{20}{\eta_\Sigma^2} - \frac{8}{\eta_\Sigma^3} \right), \quad \delta_O = 0,022 \lambda_{O\text{еф}} \quad (62)$$

Використання формул (61)–(62) значно простіше, ніж (51)–(57), хоча засновано на емпіричних залежностях і не враховує сутності явища обтікання крила кінцевого розмаху.

В горизонтальному польоті піднімальна сила і сила тяжіння зрівноважені:

$$c_{y\text{кр}} \frac{\rho V^2}{2} S = mg, \quad (63)$$

де $c_{y_{кр}}$ – крейсерський коефіцієнт піднімальної сили.

Крейсерська швидкість, обумовлена технічним завданням на БЛА, залишається незмінною. Внаслідок застосування висувного крила площа несучої поверхні в лівій частині рівняння збільшується, причому можливий приріст до 30% і більше. Оцінка збільшення маси конструкції від застосування механізму висувного крила потребує окремого аналізу. Тому крейсерський коефіцієнт піднімальної сили можна вважати постійним (у разі його зменшення АХ БЛА покращуються внаслідок зменшення індуктивного опору), для розрахунку прийнято типове значення $c_{y_{кр}} = 0,5$.

Розглянута геометрія основного крила незмінна з параметрами: $b_O = 110$ мм, $l_O = 1000$ мм, $c_O = 10$ мм ($\bar{c}_O = 9,1\%$). Геометрія висувного крила змінна з абсолютною товщиною $c_B = 8$ мм, хордою $b_B = 80; 90; 100; 105$ мм (відносна товщина $\bar{c}_B = 0,10; 0,089; 0,08; 0,076$), $l_\Sigma = 1000; 1200; 1400; 1600$ мм. Число Рейнольдса за хордою основного крила $Re_O = 175\,000$, при крейсерській швидкості польоту $V=25$ м/с і кінематичній в'язкості повітря $\nu=1,57 \cdot 10^{-5}$ м²/с ($t=20^\circ\text{C}$). Мінімальний профільний опір основного крила при вищезазначеному Re та підвищеному ступені турбулентності приземної атмосфери можна прийняти $c_{x_{прO}}=0,012$ [10]. Аеродинамічна якість основного та повного крил розраховується за формулами:

$$K_O = \frac{c_{y_{кр}}}{c_{xO}}, \quad K_\Sigma = \frac{c_{y_{кр}}}{c_{x\Sigma}} \quad (64)$$

Результати розрахунку аеродинамічної якості телескопічного крила в залежності від відносної хорди $\frac{b_B}{b_O}$ та відносного розмаху $\frac{l_B}{l_O}$ наведені в табл. 2.8, де випадок $\frac{l_B}{l_O}=0,0$ відповідає відсутності висувного крила, тобто основному крилу.

З отриманих результатів можна зробити висновок про те, що зменшення довжини хорди висувного крила несуттєво впливає на аеродинамічну якість. Дійсно,

Таблиця 2.8

K		$\frac{b_B}{b_O}$			
		0,727	0,818	0,909	0,955
$\frac{l_B}{l_O}$	0,0	23,57			
	0,2	25,54	25,54	25,53	25,53
	0,4	26,41	26,48	26,53	26,54
	0,6	27,09	27,25	27,37	27,41

За альтернативною методикою (табл. 2.9):

Таблиця 2.9

K		$\frac{b_B}{b_O}$			
		0,727	0,818	0,909	0,955
$\frac{l_B}{l_O}$	0,0	22,22			
	0,2	25,10	24,67	24,22	24,01
	0,4	26,39	25,98	25,53	25,32
	0,6	27,36	27,01	26,60	26,40

хоча коефіцієнт профільного опору висувного крила збільшується (формула (53)), його площа відносно площі основного крила зменшується (формула (54)), тому загальний приріст профільного опору виявляється малим. В той же час зменшення хорди призводить до зростання звуження крила і зменшення його індуктивного опору. Зазначимо, що зміна хорди висувного крила дозволяє помітно (при $\frac{l_B}{l_O}=0,4\dots 0,6$) змінити площу телескопічного крила, що згідно формули

$$c_x \frac{\rho V^2}{2} S = P$$

та (51) дозволяє проведення модифікації БЛА для двигуна іншої номінальної тяги або для корисного навантаження іншої маси.

Зростання розмаху телескопічного крила з 1,2 до 1,4 основного крила збільшує аеродинамічну якість крила на $\sim 1,0$ незалежно від хорди висувного крила. Подальше зростання розмаху до 1,6 основного крила збільшує аеродинамічну якість на $\sim 0,8$.

Порівняно з основним крилом використання телескопічного при відносному розмаху 1,2 збільшує аеродинамічну якість на 2, а при 1,4 – на 3. Аеродинамічна якість БЛА дорівнює 0,5...0,7 аеродинамічної якості крила [56, с. 38]. Тому при відносному розмаху крила 1,2...1,4 можна очікувати вирашу аеродинамічної якості на 1,5...2 одиниці, що складатиме ~10% від початкової.

Для точнішого розрахунку аеродинамічної якості БЛА схеми «тандем» треба користуватись формулами з розділу 2.1. Для розрахунку піднімальної сили ЛА необхідно визначити скос потоку за формулою (4а) для геометрії крила еквівалентного телескопічному, далі обчислити коефіцієнти піднімальних сил переднього та заднього крил за формулами (10б) і (10в). Для розрахунку опору літального апарата необхідно у формули (21а) і (21б) підставити нові значення опору ізольованих крил, а також перерахувати коефіцієнт Прандтля та опір взаємодукції за формулами (24) і (24а). Визначення кута атаки нульової піднімальної сили та оцінка критичного кута атаки також наведена в 2.1.

Висувне крило з профілем ідентичним за формою до основного крила не змінює положення фокусу крила та практично не впливає на стійкість БЛА в поздовжньому каналі. Визначення моментних характеристик здійснюється за розділами 2.2, 2.3.

При обтіканні плоско-паралельним потоком висувне крило внаслідок меншої довжини хорди та меншої відносної товщини має нижчий максимальний коефіцієнт піднімальної сили та критичний кут атаки. Розвиток відриву на кінцях крил є неприпустимим з точки зору стійкості в поперечному каналі, особливо для тонкого профілю [1], тобто з різким падінням піднімальної сили на закритичних кутах атаки. Але розташовані на кінцях основних крил, тобто при максимальному скосі потоку від вільного вихору крила, вони мають значно менші істинні кути атаки, ніж основне крило. Тому розвиток зриву на висувному крилі малоімовірний. Зазначимо, що зменшення хорди висувного крила, яке несуттєво впливає на АХ апарата на крейсерському режимі, є небажаним з точки зору стійкості.

Крило складної форми в плані. Наведені вище викладки для прямокутних секцій справедливі і для крила з трапецієподібними секціями (рис. 2.17а), при цьому профільний опір кожної секції можна наближено визначити для середньої аеродинамічної хорди цієї секції (число Рейнольдса, обчислене за САХ повинно знаходитись в діапазоні 125 000...250 000).

Для точнішого розрахунку трапецієподібних секцій, а також для криволінійних кромek крила (рис. 2.17б), можливо враховувати зміну хорди і товщини шляхом інтегрування, тоді формула (3) набуває вигляду:

$$c_{x_{np\Sigma}} = 2 \frac{S_O}{S} \int_0^{l_O/2} c_{x_{npO}}(z) dz + 2 \sum_{i=1}^n \left(\int_{l_O/2+\dots+l_{B_{i-1}}/2}^{l_O/2+\dots+l_{B_i}/2} c_{x_{npB_i}}(z) dz \frac{S_{B_i}}{S} \right). \quad (65)$$

Криволінійне крило серед сучасних мікро-БЛА реалізовано, наприклад, на «Maverick» [61].

Таким чином, при відомому законі зміни геометричних параметрів вздовж розмаху крила можуть бути обчислені аеродинамічні характеристики крила складної форми в плані при низьких числах Рейнольдса [62].

Висновки

Проведено аналітичне дослідження аеродинамічних характеристик мікро-БЛА з телескопічним крилом, а також крилом складної форми в плані, яке можна представити у вигляді з'єднаних між собою секцій, в діапазоні чисел Рейнольдса $Re=125\,000\dots250\,000$. Метод розроблено для співвідношення хорд сусідніх секцій

не менше, ніж 0,86, тобто $0,86 \leq \frac{b_{B_{i+1}}}{b_{B_i}} \leq 1,0$ (для всіх $i=1..n$) і $0,86 \leq \frac{b_{B_1}}{b_O} \leq 1,0$ і

товщин профілей в межах $0,06 \leq \bar{c}_{B_i} \leq 0,12$, що відповідає більшості мікро-БЛА.

Аеродинамічна модель телескопічного крила може бути використана і для безпілотних літальних апаратів «нормальної» схеми. Окрім діапазону чисел Рейнольдса 125 000...250 000, аеродинамічна модель придатна для використання в області автомодельності чисел Рейнольдса ($Re > 10^6$); при цьому замість формули (53) слід застосовувати формулу (52).

Визначено, що зменшення хорди висувного крила слабо впливає на аеродинамічні характеристики БЛА з телескопічним крилом в крейсерському режимі, а визначальним фактором є видовження крила. Зміна хорди висувного крила дозволяє без істотних змін АХ провести модифікацію БЛА для двигуна іншої тяги або корисного навантаження іншої маси.

Отримані характеристики дозволяють віднести телескопічне крило до перспективних напрямків розвитку безпілотної авіації малого класу, особливо з контейнерним стартом за умови вирішення конструктивно-технологічних задач. Реалізація механізму телескопічного крила з урахуванням особливостей мікро-БЛА захищена патентом на корисну модель [63].

2.4. Алгоритм вибору аеродинамічного профілю для літального апарата схеми «тандем» при низьких числах Рейнольдса

Для безпілотних літальних апаратів (БЛА) схеми тандем бажаним є профіль з нульовим або малим зміщенням центру тиску при зміні кута атаки, що еквівалентно $m_{z_0} = m_{z_{cy=0}} \approx 0$. В більшості профілів при збільшенні кута атаки центр тиску зміщується вперед за хордою (рис. 2.18) і $m_{z_0} > 0$. При збільшенні швидкості польоту кут атаки зменшується, центр тиску рухається назад і відхилення рулів може бути недостатньо для компенсації цього моменту [7; с. 36] або принаймні балансувальні втрати зростають. Застосовувати симетричні профілі, в яких центр тиску не зміщується, не раціонально, так як вони мають низькі максимальні значення аеродинамічної якості та піднімальної сили.

Отже, для літального апарата схеми «тандем» за визначеним діапазоном швидкостей необхідно розрахувати робочий діапазон кутів атаки і максимальний коефіцієнт поздовжнього моменту, а за обраною геометрією рулів висоти – максимальний коефіцієнт поздовжнього моменту, який вони створюють. Прирівнявши дані вирази, одержимо максимальне припустиме значення m_{z_0} :

$$m_z = m_{z_0} + m_z^{cy} c_y,$$

$$m_z = m_z^{\delta_{p\theta}} \delta_{p\theta},$$

$$m_{z0} = m_z^{\delta_{p\theta}} \delta_{p\theta} - m_z^{c_y} c_y.$$

Вимоги до аеродинамічних характеристик профілів ЛА схеми «тандем»: високі значення максимальної аеродинамічної якості і коефіцієнта піднімальної сили, значення m_{z0} в заданих межах, близька до лінійної залежність $m_z(\alpha)$ на робочих кутах атаки, плавне звалювання.

$$m_z = m_{z0} + m_z^{c_y} c_y = c_y \bar{x}_T,$$

де \bar{x}_T – відносна координата центру тиску.

Звідки

$$\frac{m_{z0}}{c_y} = \bar{x}_T - m_z^{c_y}$$

Візьмемо похідну за c_y :

$$-\frac{m_{z0}}{c_y^2} = \frac{\partial \bar{x}_T}{\partial c_y}.$$

Якщо при збільшенні кута атаки і коефіцієнта піднімальної сили центр тиску зміщується вперед, то права частина рівняння від'ємна, а $m_{z0} > 0$, при чому чим більше величина m_{z0} , тим більше за модулем швидкість зміщення.

Застосування алгоритму наведено на прикладі задачі вибору аеродинамічного профілю з раціональними параметрами для схеми «тандем» при числі Рейнольдса до 250 000 за базою профілів. Використано програмне забезпечення *Profili 2.27c(2.30)*, вибір якого обумовлений великою базою профілів, зручним інтерфейсом, можливостями створення нових профілів, їх розрахунку при різних числах Рейнольдса, порівняння характеристик профілів в одній системі координат, імпорту/експорту геометрії профілів в різних форматах. Окрім того, є можливість використання безкоштовної версії без реєстрації (*Unregistered Mode*) з мінімальним скороченням доступних функцій програми. Проведене порівняння аеродинамічних характеристик профілю *NACA 4412* при малих числах Рейнольдса за розрахунком

програми та за атласом профілів [64; с. 45] показує гарне узгодження результатів в межах льотних кутів атаки.

Тому вимогою встановлюємо близьке до нульового і недостатнє зміщення центру тиску при $c_y = 0,3 \dots 0,8$, тобто близьку до лінійної залежність $m_z(\alpha)$. Строго кажучи, порівняння потрібно проводити при крейсерському числі Рейнольдса для $c_{x\min}$, злітно-посадковому числі Рейнольдса – для $c_{y\max}$ та обох числах Рейнольдса – для $m_z(\alpha)$. Але аналіз АХ профілів для чисел Рейнольдса $Re = (1,7 \dots 2,5)10^5$ показав, що в даному діапазоні можна вважати сталими $c_{y\max}$ та характеристики поздовжнього моменту $m_z(\alpha)$. Тому порівнюються лише аеродинамічні характеристики профілів при $Re = 250000$.

Алгоритм вибору профілів

1-й етап. Фільтр профілів за товщиною та кривизною на основі експертного рішення/досвіду. Діапазон відносних товщин встановлено від 8 % до 10 %. Менше значення може призвести до проблем міцності та менших величин $c_{y\max}$ (раннього звалювання), так як максимум $c_{y\max}$ спостерігається при товщині (9...14) %, більша – до значного підвищення опору $c_{x\min}$ [52; с. 54]. Відносна кривизна профілю знаходиться в діапазоні від 1 % до 4 %. Менше значення призводить до раннього звалювання, більше – до значного опору і великого m_{z0} . Програма дозволяє автоматизувати 1-й етап вибору профілів. Застосування даного фільтру дозволяє залишити з 2200 профілів 291 (рис. 2.19).

2-й етап. Відсіювання профілів з нелінійними моментними характеристиками при $c_y = 0,3 \dots 0,8$, значенням m_{z0} більшим за припустиме (наприклад, 0,07), а також з неприйнятними характеристиками звалювання (на рис. 2.20 таким є профіль №3 – DU868418, що має різкий перегин графіку при $\alpha_{кр}$). Зазначимо, що в програмі прийнято додатний момент на пікірування.

В даному випадку профіль HQ 2,5-9,0 при $c_y = 0$ ($\alpha_0 = -3^\circ$) має $m_z = m_{z0} \approx 0,09$ (рис. 2.21). Для GIII BL430 $\alpha_0 = -1,5^\circ$, а $m_{z0} \approx 0,03$. Тому HQ 2,5-9,0 відкидаємо, а

GIII BL430 залишаємо.

Для прискорення роботи можна відразу відсіювати вертольотні, суперкритичні та ламінаризовані профілі як такі, що заздалегідь мають великий опір при розрахункових числах Рейнольдса, хоча вертольотні можуть мати великий $c_{y\max}$ та представляти інтерес. Залишилось 138 профілів.

3-й етап. Відсіювання профілів за їх полярами, тобто за параметрами максимальної якості (варіант алгоритма – за $c_{xкр}$, тобто за опором в крейсерському режимі, тобто при $c_y = 0,4...0,6$) та $c_{y\max}$ (на рис. 2.22 профілі HN-417 і МН 32 не переважають SD2030-086-88 за $c_{y\max}$, при цьому SD2030-086-88 має найбільше значення K_{\max} , тому HN-417 і МН 32 викреслюємо). При цьому не вводиться інтегральний показник на зразок $c_{y\max}/c_{xкр}$, так як за ним можливе відсіювання профілів з малим (але достатнім для безпечного польоту!) $c_{y\max}$ і малим (що забезпечує максимальну тривалість польоту) $c_{xкр}$. Зі списку викреслюються лише профілі, які при попарному порівнянні не мають переваги в жодному з двох параметрів. Якщо кращого профілю з двох даних не виявлено, залишаються обидва. Профілі для попарного порівняння можна обирати в довільному порядку або методом бульбашки – порівнюючи профілі з обома високими характеристиками почергово з усіма іншими (на рис. 2.22 таким є HN-417). Залишився 21 профіль. Їх зручно розбити на три групи: з великими $c_{y\max}$ та c_x , з низькими $c_{y\max}$ та c_x , із середніми значеннями характеристик. При подальшому порівнянні залишається лише 5 профілів: Sikorsky SC2110, SD8040, S3021, SD2030, SD2030-086-88 (рис. 2.23), при порівнянні яких жодний не можна відкинути (більший $c_{y\max}$ відповідає меншому K_{\max}).

4-й етап. Отримані 5 профілів вже є найліпшими існуючими варіантами. В залежності від технічного завдання (максимальна тривалість польоту, тобто мінімальний опір, або максимальна стійкість при мінімальній швидкості, тобто максимальний коефіцієнт піднімальної сили) можна обирати один з них. Скоротити

список можна ще більше, якщо скористатись відомим критерієм $c_{y_{\max}}/c_{x_{\min}}$ [64; С. 10], що характеризує діапазон швидкостей польоту літального апарата. Потім приберемо профілі з істотно меншим (мінімум на 15%) значенням цього показника порівняно з кращими (табл. 2.10). Для більш точної оцінки в програмі є функція табличного зображення результатів розрахунку. Залишається лише три профілі: SD8040, S3021, SD2030. Як показує практика, зазвичай, на цьому етапі відкидаються профілі, що знаходяться на самому початку або в самому кінці таблиці.

Таблиця 2.10. АХ профілів, відсіяних після етапу №3

Профіль	Значення K_{\max}	Значення $c_{y_{\max}}$	Відношення $c_{y_{\max}}/c_{x_{\min}}$
Sikorsky SC2110	53	1,4	141,1
SD8040	75	1,35	170,9
S3021	81	1,31	165,8
SD2030	83	1,23	148,2
SD2030-086-88	84	1,15	136,9

Для профілів, що залишились після 4-го етапу притаманний досить вузький діапазон характерних геометричних параметрів: відносного положення максимальної товщини, відносної кривизни та відносного положення максимальної кривизни (табл. 2.11). Даний діапазон видається найбільш перспективним для проектування аеродинамічних профілів, що експлуатуються при числах Рейнольдса $Re \sim 250\ 000$.

Таблиця 2.11. Геометричні параметри профілів після етапу №4

Назва профілю	Відносна товщина \bar{c} , %	Відносне положення максимальної товщини \bar{x}_c , %	Відносна кривизна \bar{f} , %	Відносне положення максимальної кривизни \bar{x}_f , %
SD8040	10,0	29,3	2,65	39,5
S3021	9,47	29,9	2,95	40,2
SD2030	8,56	35,2	2,25	45,7

В даній роботі проведено апробацію методу вибору аеродинамічних профілів квазістаціонарним центру тиску для безпілотних літальних апаратів малого класу із застосуванням програмного забезпечення *Profili 2.27c*. Застосування запропонованого алгоритму для числа Рейнольдса 250000 дало можливість скоротити вибір до трьох профілів з квазістаціонарним центру тиску в широкому діапазоні льотних кутів атаки. Подальше дослідження аеродинаміки безпілотних літальних апаратів нетрадиційних схем вимагає проведення повного факторного експерименту, при чому одним з геометричних параметрів є профіль крила.

На основі аналізу отриманих результатів можна зробити висновок, що профілі з раціональними характеристиками мають подібний розподіл товщини $\bar{c} = (8,56...10,0)\%$, $\bar{x}_c = (29,3...35,2)\%$ та характер середньої лінії $\bar{f} = (2,25...2,95)\%$, $\bar{x}_f = (39,5...45,7)\%$. Найважливішим є положення максимальної товщини \bar{x}_c , величина \bar{f} та положення \bar{x}_f максимальної кривизни, що змінюються у відносно вузьких діапазонах. Саме ці параметри і загальна форма профілю дозволяють отримати високі льотні характеристики при низьких числах Рейнольдса.

Застосування даного алгоритму до бази профілів з масивом більше 2000 елементів дозволяє обрати профілі з характеристиками близькими до найкращих можливих, але наведені висновки можуть бути використані для проектування нових профілів, що експлуатуються при низькому числі Рейнольдса.

Виявлені закономірності використано при розробці нового аеродинамічного профілю (рис. 2.24, 2.25). Отримано патент на корисну модель №75557 «Аеродинамічний профіль несучого елемента літального апарата» [65]. Порівняння аеродинамічних якостей профілів (при однаковій товщині 12 %), розрахованих в різних програмних пакетах наведено на рис. 2.26, 2.27. Хоча кількісно результати різняться, якісно показано, що максимальна аеродинамічна якість практично однакова, а при менших та більших кутах атаки аеродинамічна якість нового профілю вища. Максимальний коефіцієнт піднімальної сили нового профілю також дещо вищий (рис. 2.28), що збільшує діапазон швидкостей літального апарата.

2.5. Дослідження впливу початкового ступеня турбулентності потоку на аеродинамічні характеристики системи двох профілів

Одним із недоліків схеми «тандем» (і одним із проявів аеродинамічної інтерференції між крилами) є підвищення турбулентності потоку в області розташування заднього крила, що призводить до збільшення профільного опору [41]. Даний фактор визначається насамперед геометрією БЛА, тобто відносним розташуванням переднього та заднього крил, відношенням їх розмахів, формою крил в плані, геометричним та аеродинамічним крученням, кутом V-подібності. Збільшення відстані між крилами вздовж будівельної горизонталі літального апарата та перпендикулярно до неї зменшує значення всіх складових інтерференції, але збільшує габарити БЛА.

Отже, профільний опір заднього крила залежить від форми профілю, шорсткості поверхні, числа Рейнольдса, початкового ступеня турбулентності та наведеного переднім крилом ступеня турбулентності (тобто від відносного розташування крил ЛА).

Із зазначених складових інтерференції найкраще вивчено скіс потоку для двовимірного випадку [30] та для тривимірного випадку горизонтального оперення [55], а також уповільнення потоку для горизонтального оперення традиційної схеми [33].

При докритичних числах Маха ширина супутнього сліду становить 15...25 % хорди крила, а падіння швидкісного напору (уповільнення потоку) для нижнього положення заднього крила (оперення) є величиною другого порядку малості [44].

Метою даного підрозділу є визначення аеродинамічних характеристик профілю заднього крила при різних положеннях відносно переднього профілю та різних початкових ступенях турбулентності.

Значення ступеня турбулентності навігаючого потоку для спокійної атмосфери на висоті в кілька кілометрів дорівнює $\varepsilon = 0,05\%$ і менше [66]. Для сучасних аеродинамічних труб (окрім спеціальних малотурбулентних установок),

що використовуються в наукових дослідженнях, а також для збуреної атмосфери мікротурбулентність складає $\varepsilon \approx 0,2 \dots 0,4 \%$ [67], а для деяких аеродинамічних труб і $\varepsilon = 2,3 \%$.

Не слід плутати мікро- та макротурбулентність. На висотах близько 100 метрів при сильному вітрі (~ 20 м/с) можливі значення макротурбулентності 13 % і вище [28; 68], але запуск малого БЛА за таких обставин неможливий (зазвичай, допустима швидкість вітру – до 10 м/с [69]). У дослідженні АХ БЛА на висоті 125 м з крейсерською швидкістю ~ 5 м/с ступінь макро-турбулентності становив $\sim 10 \dots 15 \%$ [70]. Тобто при крейсерській швидкості ~ 25 м/с при такому ж характері збурення атмосфери слід очікувати ступеня макро-турбулентності $\sim 2 \dots 3\%$.

У дослідженні проведено розрахунок числовими методами аеродинамічних характеристик системи двох профілів при початкових ступенях турбулентності: 0,05 %, 0,3 % і 2 % (що відповідають атмосфері та різним аеродинамічним трубам).

Для прикладу розглянуто систему профілів (рис. 2.29) з винесенням 575 мм та висотою 100 мм при нульовому куті атаки. Довжини хорд профілів однакові – 110 мм.

Розглянуто дві конфігурації системи профілів: у першій використано профілі МН32, у другій – профілі НН-417. Ці профілі мають високі аеродинамічні характеристики при низьких числах Рейнольдса $Re \sim 200\ 000$, і за характеристиками поздовжнього моменту їх доцільно використовувати для схеми «тандем».

Геометричні параметри системи профілів вибрано близькими до реальних БЛА «Coyote» і «Piranha». Таким чином, при швидкості $V=25$ м/с число Рейнольдса дорівнює $Re \approx 186\ 000$.

Розрахунки проведено з використанням однопараметричної моделі турбулентності Спаларта – Алмараса і двопараметричної моделі $K-\omega$ (SST), які є на даний момент одними з найбільш точних та загальноприйнятих для розв'язання рівнянь Нав'є–Стокса за методом Рейнольдса [47]. Для даного випадку доцільно застосовувати саме $K-\omega$ (SST), що точніше враховує ефекти турбулентності.

Для кожного випадку було доведено сіткову незалежність рішення шляхом адаптації розрахункової сітки (рис. 2.30) за градієнтом тиску, тобто збільшення розмірності сітки не призводить до зміни величини чутливого параметра (наприклад, коефіцієнта опору другого профілю) більш ніж на 1 %.

Результати розрахунку аеродинамічних характеристик переднього (1) та заднього (2) профілів наведено на рис. 2.31–2.34 (коефіцієнти зведені до умовної площі одного профілю). Кут атаки α відраховано від хорди переднього профілю.

З аналізу отриманих аеродинамічних характеристик профілів є очевидним, що при збільшенні ступені турбулентності мінімальний опір кожного профілю і критичний кут атаки зростають. Дані висновки узгоджуються з попередніми експериментальними дослідженнями [41], що є підтвердженням коректності використаної числової методики.

При попарному порівнянні аеродинамічних характеристик систем профілів можна стверджувати, що при збільшенні ступеня турбулентності відмінність між полярами переднього та заднього профілів зменшується. Для обох систем профілів таке твердження найкраще підтверджується при малих кутах атаки ($\alpha \leq 8^\circ$).

В даному дослідженні доцільно розглянути аеродинамічні характеристики профілів при коефіцієнті піднімальної сили $c_y \approx 0,5$, якому відповідає крейсерський режим польоту більшості літальних апаратів. Для МН32 аеродинамічна якість відповідно переднього та заднього профілів розрахована за моделлю турбулентності Спаларта – Алмараса, складає:

– 30,86 і 22,93 (-25,7 %) при $\varepsilon = 0,05$ %;

– 22,65 і 18,16 (-19,8 %) при $\varepsilon = 0,3$ %;

– 15,06 і 13,82 (-8,2 %) при $\varepsilon = 2$ %.

Для НН-417 відповідні зміни аеродинамічної якості:

– 33,82 і 24,03 (-28,9 %) при $\varepsilon = 0,05$ %;

– 24,44 і 19,05 (-22,1 %) при $\varepsilon = 0,3$ %;

– 16,15 і 14,54 (-10,0 %) при $\varepsilon = 2$ %.

Згідно з розрахунком обтікання профілю HN-417 за моделлю Спаларта – Алмараса із типом розв'язувача (рос. «решателя») «pressure-based» одержуємо аеродинамічну якість:

– 34,87 і 21,81 (-37,5 %) при $\varepsilon = 0,05$ %;

– 18,40 і 14,36 (-22,0 %) при $\varepsilon = 0,3$ %;

– 13,20 і 11,82 (-10,5 %) при $\varepsilon = 2$ %.

Розрахунок обтікання профілю HN-417 з використанням моделі турбулентності k-omega SST дає такі значення:

– 36,63 і 27,96 (-23,7 %) при $\varepsilon = 0,05$ %;

– 37,52 і 28,80 (-23,2 %) при $\varepsilon = 0,3$ %;

– 27,95 і 23,02 (-17,6 %) при $\varepsilon = 2$ %.

Абсолютні величини АХ при розрахунках за різними моделями турбулентності суттєво відрізняються, проте негативна інтерференція профілів безперечно зменшується – за моделлю Спаларта – Алмараса – у 3 рази, за моделлю k-omega SST – в 1,5 рази.

Збільшення ступеня турбулентності потоку не тільки підвищує опір профілю, але й дещо зменшує піднімальну силу при постійному куті атаки.

Початковий ступінь турбулентності потоку при кутах атаки $\alpha \leq 12^\circ$ створює невеликий момент на кабрування. Графік коефіцієнта моменту системи двох профілів зведеного до суми умовних площ профілів відносно носка переднього профілю наведено на рис. 2.35. Очевидно, що збільшення турбулентності призводить до того, що система профілів залишається стійкою в більшому діапазоні кутів атаки.

Теоретично висновок про зменшення інтерференції профілів зі зростанням початкового ступеня турбулентності потоку може бути отримано таким чином. Задній профіль системи знаходиться в потоці, турбулентність якого обумовлена суперпозицією початкової турбулентності (в якій знаходиться передній профіль) та турбулентності інтерференції (наведеної переднім профілем). При збільшенні початкової турбулентності внесок інтерференції стає менш вагомим до тих пір поки

ним для практичних завдань можна буде знехтувати. Очевидно, що визначення величини початкового ступеня турбулентності, за якої турбулентність інтерференції стає нехтовно малою, потребує експериментальної перевірки.

Треба зазначити, що при зменшенні інтервалу між профілями компоненти інтерференції зростають. Тому можна прогнозувати, що для ближче розташованих профілів аеродинамічні характеристики будуть менше залежати від початкового ступеня турбулентності. Відповідно, при більших інтервалах між профілями (наприклад, при розташуванні заднього крила на вертикальному оперенні, а переднього – за схемою низькоплан) вплив початкового ступеня турбулентності стане більш відчутним.

Непрямим підтвердженням зроблених висновків щодо зменшення впливу інтерференції зі зростанням ступеня турбулентності є дослідження в аеродинамічній трубі обтікання близько розташованих циліндрів [28]. В роботі було доведено, що при збільшенні ступеня турбулентності потоку інтерференція циліндрів зменшується (і при величинах близько 13 % зміною коефіцієнта опору циліндра за рахунок інтерференції можна знехтувати). У поданій статті отриманий результат поширено на аеродинамічні профілі, що обтікаються безвідривно, і на аеродинамічну якість в цілому замість коефіцієнта опору.

Висновки

1. Проведено числові дослідження аеродинамічних характеристик системи двох профілів при різних початкових ступенях турбулентності.

2. Встановлено істотний вплив початкового ступеня турбулентності потоку в межах $0,05\% \leq \alpha \leq 25\%$ на інтерференцію аеродинамічних профілів в схемі «тандем». Визначено, що при збільшенні початкового ступеня турбулентності потоку негативна інтерференція між профілями значно зменшується. Втрата аеродинамічної якості заднього профілю порівняно з переднім зменшується з $\Delta K=27,5\dots35,7\%$ при $\alpha=0,05\%$ до $\Delta K=8,2\dots17,6\%$ при $\alpha=2\%$. Отриманий результат має безпосереднє практичне значення: дозволяє розробити методику введення

поправок до аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем», які були отримані в аеродинамічній трубі. Для схеми «моноплан» поправки профільного опору на ступінь турбулентності детально досліджені, але для заднього крила схеми «тандем» ці поправки будуть меншими.

3. Для геометричних відношень, які конструктивно досягаються для реального БЛА схеми «тандем», з трьох складових аеродинамічної інтерференції профілів визначальною при малотурбулентній атмосфері ($\alpha \leq 0,3\%$) є зміна ступеня турбулентності потоку та в меншій мірі – скіс потоку в області розташування заднього профілю. При переході від АХ профілів до крил кінцевого розмаху скіс стає більшим через вплив кінцевих вихорів.

4. В роботі не виявлено суттєвого впливу форми профілів на характер інтерференції профілів, що узгоджується з припущеннями попередніх досліджень [41].

2.6. Критерії подібності вихрових систем

Аналітичні методи визначення аеродинамічних характеристик схеми «тандем» (в тому числі індуктивного опору) не претендують на точність експериментальних методів. Причиною тому недоліки різних аналітичних методів:

1) використання гіпотези П-подібних кінцевих вихорів (яка є виправданою для традиційної схеми ЛА), від яких реальні вихори значно відрізняються за формою внаслідок взаємодії між собою, що показано у візуальних випробуваннях в аеродинамічній трубі [71]. Наприклад, при близькорозташованих кінцевих вихорах переднього та заднього крил перший помітно відштовхується до площини симетрії, а другий, як мінімум, не наближається до неї (рис. 2.36, 2.37). Урахуванням взаємодії вихорів можна пояснити зміну аеродинамічних характеристик моделі ЛА при різних поздовжніх рознесеннях крил та різних кутах поперечного V [72];

2) крім того, якщо вихор переднього крила проходить близько до поверхні заднього крила, то на ньому виникає розрідження, яке складно врахувати аналітично.

У зв'язку з недоліками аналітичних методів було запропоновано новий підхід до визначення аеродинамічних характеристик ЛА схеми «тандем» з визначенням положення вихрової системи (рис. 2.38).

Аналітичне визначення положення вихрів з урахуванням їхньої взаємодії є складною задачею. Теоретично однонаправлені (наприклад, за годинниковою стрілкою) вихори відштовхуються (рис. 2.39), а різнонаправлені – притягуються. Однак усередині реальних вихорів у в'язкому середовищі утворюється розрідження, яке прагне притягнути як одно-, так і різнонаправлені вихори. Врахувати даний ефект теоретично складно, а розрахунок числовими методами потребує збільшення розмірності сітки не лише в області примежового шару, але й в області розташування вільних вихорів, що значно підвищує вимоги до обчислювальних потужностей. Тому доцільно спиратись на експериментальні дані та застосовувати їх інтерполяцію за умов *подібності вихрових систем*.

Отже, задача даного розділу – визначення критеріїв подібності вихрових систем літальних апаратів схеми «тандем».

Вихрові системи літальних апаратів схеми «тандем» характеризуються інтенсивністю вихорів переднього та заднього крил (Γ_1 і Γ_2 відповідно) та їх взаємним розташуванням – дистанціями x , y , z (рис. 2.40). Оскільки вихори мають складну нелінійну форму, то ці відстані неможливо визначити апріорі, тому замість абсолютних відстаней використовуються інтервали x' , y' , z' , які були б між прямолінійними вихорами, тобто відстані між кінцями крил (початками вихорів) по трьох координатах.

Візуальні дослідження показують, що при близькорозташованих кінцевих вихорах (які характерні для схеми «тандем») відштовхування між однонаправленими вихорами значно сильніше, ніж притягування між різнонаправленими, адже останні при типових видовженнях крил ЛА схеми «тандем» розташовані на помітно більшій відстані. Дійсно, кінцевий вихор заднього крила притягується до двох вихорів з протилежного боку фюзеляжу і відштовхується лише від одного вихору переднього крила, при цьому щонайменше

не наближається до фюзеляжу (див. рис. 2.37). Таким чином, $x' = x$, а внаслідок відштовхування $y' < y$, $z' < z$.

Слід зазначити, що в проведених візуальних випробуваннях кут установа переднього крила на 4° менше, ніж заднього (кут деградації -4°), тому передній кінцевий вихор слабший, ніж задній. У реального ЛА кут деградації зазвичай дорівнює $0 \dots +2^\circ$ задля забезпечення поздовжньої стійкості в широкому діапазоні кутів атаки. Тобто для реальних ЛА передній вихор буде ще інтенсивнішим, а задній вихор буде ще сильніше відштовхуватись від площини симетрії ЛА.

Надалі розглядається насамперед взаємодія між однонаправленими кінцевими вихорами (з одного боку фюзеляжу).

Розглянемо подібність вихрових систем моделі (індекс «м») та природи (індекс «н»).

Як відомо, два явища є повністю фізично подібними, якщо спостерігаються геометрична, кінематична та динамічна подібності [48].

Геометрична подібність вихрових систем двох ЛА полягає у пропорційності відстаней $x : y : z$ (або $x' : y' : z'$) на моделі та природі:

$$x_m : y_m : z_m = x_n : y_n : z_n \quad (x'_m : y'_m : z'_m = x'_n : y'_n : z'_n)$$

$$\text{або} \quad \frac{x_n}{x_m} = \frac{y_n}{y_m} = \frac{z_n}{z_m} = \frac{x'_n}{x'_m} = \frac{y'_n}{y'_m} = \frac{z'_n}{z'_m} = \lambda_l,$$

де λ_l – лінійний масштаб.

Відношення y до z визначає напрям взаємодії між вихорами, а величина $r_0 = \sqrt{y^2 + z^2}$ – силу цієї взаємодії. Винесення крила x (наскільки передній вихор довший за задній) також впливає на напрям і силу взаємодії – чим більше значення x , тим менше вплив переднього приєднаного вихору, більше вплив вільного переднього вихору на задній і менше заднього на передній; крім того, при збільшенні параметра x передній вихор стягується до площини симетрії внаслідок взаємодії з протилежно направленим вихором з іншого боку. Таким чином, зростання винесення крила x призводить до збільшення відстані z , якщо розмах

заднього крила більший (див. рис. 2.40), і до зменшення – якщо розмах заднього крила менший за розмах переднього.

В строгій постановці задачі потрібно враховувати також відстані до протилежно направлених вихорів l' , тобто має виконуватись пропорційність $x : y : z : l'$.

Для ізольованого крила з еліптичним розподілом циркуляції за розмахом теоретично відомо [55]:

$$l'_{із} = \frac{\pi}{4} l_1 \approx 0,785 l_1.$$

З урахуванням впливу фюзеляжу для трапецієподібного переднього крила зі звуженням η можна наближено записати [44; 55]

$$l' = l_1 \left(0,64 + \frac{0,25}{\eta} \right) k_d + d_{кр}.$$

Кінематична подібність, тобто постійність співвідношень швидкостей у відповідних точках і однаковість напрямлень векторів швидкостей, спостерігатиметься за умови геометричної подібності та пропорційності індукованих вихорами швидкостей. Дані швидкості в деякій точці A за формулою Біо-Савара дорівнюють [48]:

$$dV = \frac{\Gamma}{4\pi r^2} \sin \theta dL,$$

де r – відстань від точки A до елемента вихору довжиною dL ;

θ – кут між відрізками r і dL ;

$\Gamma = c_y V b \frac{\eta}{1,285\eta + 0,5}$ – інтенсивність кінцевого вихору трапецієподібного

крила [44];

$b = S/l$ – середня геометрична хорда крила.

Співвідношення швидкостей, індукованих одним вихором, для натури і моделі (масштаб швидкостей) дорівнює:

$$\lambda_V = \frac{dV_{1H}}{dV_{1M}} = \frac{\Gamma_{1H} r_M^2 dL_H}{\Gamma_{1M} r_H^2 dL_M} = \frac{c_{y1H} V_{1H} b_{1H}}{c_{y1M} V_{1M} b_{1M}} \frac{1}{\lambda_l^2} \frac{\lambda_l}{1} = \frac{c_{y1H}}{c_{y1M}} \lambda_V \lambda_l \frac{\lambda_l}{\lambda_l^2} = \frac{c_{y1H}}{c_{y1M}} \lambda_V,$$

тобто співвідношення має місце при $c_{y1H} = c_{y1M}$.

Для схеми «тандем» співвідношення швидкостей індукованих двома вихорами дорівнюють:

$$\begin{aligned} \lambda_V &= \frac{dV_{1H} + dV_{2H}}{dV_{1M} + dV_{2M}} = \frac{\frac{\Gamma_{1H} \sin \theta_1 dL_{1H}}{4\pi r_{1H}^2} + \frac{\Gamma_{2H} \sin \theta_2 dL_{2H}}{4\pi r_{2H}^2}}{\frac{\Gamma_{1M} \sin \theta_1 dL_{1M}}{4\pi r_{1M}^2} + \frac{\Gamma_{2M} \sin \theta_2 dL_{2M}}{4\pi r_{2M}^2}} = \\ &= \frac{\frac{c_{y1H} V_{1H} b_{1H} \sin \theta_1 dL_{1H}}{r_{1H}^2} + \frac{c_{y2H} V_{2H} b_{2H} \sin \theta_2 dL_{2H}}{r_{2H}^2}}{\frac{c_{y1M} V_{1M} b_{1M} \sin \theta_1 dL_{1M}}{r_{1M}^2} + \frac{c_{y2M} V_{2M} b_{2M} \sin \theta_2 dL_{2M}}{r_{2M}^2}} = \\ &= \frac{\frac{c_{y1H} \lambda_V V_{1M} b_{1M} \sin \theta_1 dL_{1M}}{r_{1M}^2} + \frac{c_{y2H} \lambda_V V_{2M} b_{2M} \sin \theta_2 dL_{2M}}{r_{2M}^2}}{\frac{c_{y1M} V_{1M} b_{1M} \sin \theta_1 dL_{1M}}{r_{1M}^2} + \frac{c_{y2M} V_{2M} b_{2M} \sin \theta_2 dL_{2M}}{r_{2M}^2}} \end{aligned}$$

Скоротивши обидві частини рівняння на λ_V і позначивши $A_1 = \frac{V_{1M} b_{1M} \sin \theta_1 dL_{1M}}{r_{1M}^2}$

і $A_2 = \frac{V_{2M} b_{2M} \sin \theta_2 dL_{2M}}{r_{2M}^2}$, одержимо

$$\frac{c_{y1H} A_1 + c_{y2H} A_2}{c_{y1M} A_1 + c_{y2M} A_2} = 1.$$

Очевидно, це співвідношення виконується при $\frac{c_{y1H}}{c_{y1M}} = \frac{c_{y2H}}{c_{y2M}} = \lambda_{cy}$, тобто при

постійності параметра $\frac{c_{y1H}}{c_{y2H}} = \frac{c_{y1M}}{c_{y2M}}$.

При цьому відношення швидкостей, індукованих вихорами, дорівнює відношенню швидкостей набігаючого потоку:

$$\lambda_V = \frac{dV_{1H} + dV_{2H}}{dV_{1M} + dV_{2M}} = \frac{V_H}{V_M} = \lambda_V,$$

тобто параметр λ_V є вільним для природи і моделі.

Таким чином, при збереженні геометричної подібності (пропорційні відстані та рівні кути) *кінематична подібність* вихрових систем ЛА схеми «тандем» забезпечується пропорційністю коефіцієнтів піднімальних сил переднього та заднього крил $c_{y1} : c_{y2}$.

Треба зазначити, що для схеми «тандем» коефіцієнт піднімальної сили заднього крила c_{y2} залежить також від коефіцієнта c_{y1} переднього крила та відносного розташування крил. Тобто, нехтуючи впливом заднього крила на переднє [49], для останнього можна записати як для ізольованого [48]:

$$c_{y1} = \frac{c_{y np1}^\alpha}{1 + \frac{c_{y np1}^\alpha}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}} (\alpha - \alpha_{01}),$$

де $c_{y np1}^\alpha$ – похідна від коефіцієнта піднімальної сили для *профілю* переднього крила, тобто для крила нескінченного видовження.

Для заднього крила потрібно враховувати середній кут скосу потоку за переднім крилом $\Delta\alpha_{ск\ сер}$ і кут установлення відносно переднього крила (кут деградації $\Delta\varphi$, зазвичай, нульовий або від'ємний):

$$c_{y2} = \frac{c_{y np2}^\alpha}{1 + \frac{c_{y np2}^\alpha}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}} (\alpha - \alpha_{02} - \Delta\alpha_{ск\ сер} + \Delta\varphi)$$

Наближена залежність кута скосу має вигляд

$$\Delta\alpha_{ск\ сер} = 1,6 \frac{c_{y1}}{\pi e_1 \lambda_{ef1}} \quad [49].$$

Тоді

$$c_{y2} = \frac{c_{y np2}^\alpha}{1 + \frac{c_{y np2}^\alpha}{\pi e_2 \lambda_{ef2}}} \left[\frac{1 - 0,6 \frac{c_{y np1}^\alpha}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}}{1 + \frac{c_{y np1}^\alpha}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}} \alpha - \alpha_{02} + \Delta\varphi + \frac{1,6 \frac{c_{y np1}^\alpha}{\pi e_1 \lambda_{ef1}} \alpha_{01}}{1 + \frac{c_{y np1}^\alpha}{\pi e_1 \lambda_{ef1}}} \right].$$

Зазначимо, що отриманий вираз не залежить від винесення крила або вертикального інтервалу, тобто повна геометрична подібність літального апарата не є обов'язковою вимогою. Точніша залежність може бути отримана шляхом інтегрування за розмахом заднього крила кута скосу, розрахованого за формулами Біо-Савара для приєднаного та вільних вихорів переднього крила.

Для динамічної подібності, тобто подібності сил, необхідною умовою є геометрична подібність, а також пропорційність сил. Розглянемо сили взаємодії між вихорами (див. рис. 2.40). Швидкості V_{12} , індуковані напівнескінченим вихором 1 в точці початку вихору 2, створюють силу на одиницю довжини [48]

$$dY_{12n} / dl = \rho_n V_{12n} \Gamma_{2n},$$

$$\text{де } V_{12n} = \frac{\Gamma_{1n}}{4\pi r_{0n}} (1 + \cos\theta_n);$$

$$\cos\theta_n = \frac{x'_n}{\sqrt{x_n'^2 + y_n'^2 + z_n'^2}} = \cos\theta_m;$$

$$r_{0n} = \sqrt{y_n'^2 + z_n'^2} = \lambda_l r_{0m}.$$

Для моделі формули аналогічні при заміні індексу «н» на «м».

Тоді масштаб сил взаємодії вихорів для натурі та моделі дорівнює:

$$\begin{aligned} \lambda_P &= \left| \frac{Y_{12n}}{Y_{12m}} \right| = \left| \frac{dY_{12n}}{dY_{12m}} \right| = \frac{\rho_n V_{12n} \Gamma_{2n} dl_n}{\rho_m V_{12m} \Gamma_{2m} dl_m} = \frac{\rho_n \frac{\Gamma_{1n} (1 + \cos\theta_n)}{4\pi r_{0n}} \Gamma_{2n}}{\rho_m \frac{\Gamma_{1m} (1 + \cos\theta_m)}{4\pi r_{0m}} \Gamma_{2m}} \lambda_l = \\ &= \frac{\lambda_l \rho_n \Gamma_{1n} \Gamma_{2n}}{\lambda_l \rho_m \Gamma_{1m} \Gamma_{2m}} = \lambda_p \frac{c_{y1n} V_{1n} b_{1n} c_{y2n} V_{2n} b_{2n}}{c_{y1m} V_{1m} b_{1m} c_{y2m} V_{2m} b_{2m}} = \lambda_p \frac{c_{y1n} V_{1m} b_{1m} \lambda_l \lambda_V}{c_{y1m} V_{1m} b_{1m}} \times \\ &\times \frac{c_{y2n} V_{2m} b_{2m} \lambda_l \lambda_V}{c_{y2m} V_{2m} b_{2m}} = \lambda_p \frac{c_{y1n} c_{y2n}}{c_{y1m} c_{y2m}} \lambda_l^2 \lambda_V^2 = \lambda_p \lambda_{cy}^2 \lambda_l^2 \lambda_V^2, \end{aligned}$$

де $\lambda_p = \rho_n / \rho_m$ – масштаб густин.

Для сили дії вихору 2 на вихор 1 вираз записується так:

$$Y_{21n} = \rho_n V_{21n} \Gamma_{1n};$$
$$V_{21n} = \frac{\Gamma_{2n}}{4\pi r_{0n}} (1 - \cos \theta_n).$$

Тобто запис масштабу сил λ_p є аналогічним:

$$\lambda_p = \lambda_\rho \lambda_{cy}^2 \lambda_l^2 \lambda_V^2.$$

Якщо зміною густини можна знехтувати, то одержимо

$$\lambda_p = \lambda_{cy}^2 \lambda_l^2 \lambda_V^2.$$

Отже, за умови виконання геометричної (λ_l) та кінематичної (λ_{cy}) подібностей має місце динамічна подібність вихрових систем із відомим (при відомому λ_V) масштабом сил.

Таким чином, визначено критерії подібності вихрових систем для літальних апаратів схеми «тандем». Отже, порівнювати результати визначення індуктивного опору аналітичними, числовими та експериментальними методами можна при виконанні даних критеріїв за відсутності повної геометричної та динамічної подібностей між літальними апаратами або їх моделями.

Розроблена математична модель базується на припущенні, що геометрія вихрової системи повністю задається інтенсивностями Γ_1 і Γ_2 вихорів, інтервалами x' , y' , z' між початками однаково направлених вихорів (з одного боку фюзеляжу) та, меншою мірою, розмахом крила (інтервалом l' між початками протилежно направлених вихорів).

Дотримання динамічної подібності обумовлено чотирма незалежними параметрами $\frac{x'}{y'}$, $\frac{x'}{z'}$, $\frac{x'}{l'}$ і $\frac{c_{y1}}{c_{y2}}$ (параметр c_{y2} хоча і залежить від c_{y1} , може варіюватись параметром кута установлення). На практиці це означає необхідність

проведення повного факторного експерименту і щонайменше $3^4=81$ випробуванням для встановлення впливу вхідних параметрів і побудови кривих інтерполяції.

Використання критеріїв припустимо при числах Маха $M < 0,5$ та при довільних числах Рейнольдса, тобто можливо не лише для мікро-БЛА, а і для літаків даної схеми.

Висновки по розділу 2

Розроблено аналітично-числовий метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» на початкових стадіях його проектування. Перевагою методу над класичним є врахування стягування вихорів до площини симетрії, розрахунок випадків із V-подібністю крил, можливість розрахунку бокових характеристик з урахуванням інтерференції крил, вища точність за рахунок використання числових методів. Останні включають в себе розрахунок визначених інтегралів (програма *Mathcad*) і двовимірне моделювання системи профілів для розрахунку поправок на турбулентність (програмний пакет *Ansys* з вирішувачем *Fluent*). Надалі замість моделювання системи профілів можна аналітично інтерполювати значення, отримані в даній роботі при різних відносних розташуваннях профілів та різних ступенях турбулентності.

Запропонований метод втілений в розрахунковий модуль, що складається з файлів програм *Mathcad* і *Excel* і дозволяє за відомими геометричними параметрами ЛА, а також АХ ізольованого профілю, фюзеляжу і ВО, розраховувати АХ ЛА в цілому (рис. 2.41, 2.42).

Загальний алгоритм аналітично-числового методу визначення АХ БЛА схеми «тандем» представлено на рис. 2.43.

Окрім того, досліджено аеродинамічні характеристики ЛА з телескопічним крилом/крилами; запроновано алгоритм вибору профілів для схеми «тандем», в тому числі при низьких числах Рейнольдса; одержано критерії подібності вихрових систем схеми «тандем» для визначення індуктивного опору експериментальними методами.

3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІКИ БЛА СХЕМИ «ТАНДЕМ» В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ

Незважаючи на стрімкий розвиток числових та нових аналітичних методів розрахунку аеродинамічних характеристик, експериментальне дослідження в аеродинамічній трубі залишається найбільш достовірним та надійним джерелом вихідних даних для ескізного проектування літальних апаратів.

В рамках Договору про співробітництво між Національним технічним університетом України «Київський політехнічний інститут» (далі – НТУУ «КПІ») та АНТК ім. О. К. Антонова від 15.12.2007 р. Сторонами була укладена Угода № 07-639-12 від 16.11.2012 р. про науково-технічне співробітництво.

У відповідності до умов даної Угоди в аеродинамічній трубі АТ-1 ДП «Антонов» в лютому – березні 2013 року були проведені випробування моделі перспективного безпілотного літального апарата (БЛА) «Сокіл-2», наданої НТУУ «КПІ».

В даному розділі наведені результати випробувань моделі щодо дослідження основних аеродинамічних характеристик в крейсерській конфігурації, впливу поздовжнього винесення крил, кута поперечного V заднього крила, характеристик бокового руху, а також оцінки впливу крилових державок та захисної сітки для флатерних випробувань. Крім того, наведені результати візуальних випробувань з визначення положення і форми вільних вихорів за допомогою аеродинамічного щупа.

3.1. Об'єкт випробувань

Метою випробувань моделі безпілотного літального апарата (далі – БЛА) «Сокіл-2» було:

- визначення основних аеродинамічних характеристик;
- визначення впливу поздовжнього винесення крила;
- визначення впливу кута поперечного V заднього крила;
- визначення характеристик бокового руху;

- оцінка впливу крилових державок;
 - оцінка впливу захисної сітки для флатерних випробувань.
- Об'єкт випробувань – модель БЛА «Сокіл-2» в масштабі 1:1.
Шифр моделі – 002МБЛА100.

Аеродинамічна схема компоновки моделі – тандем з нестрілоподібними прямокутними крилами (переднє – високоплан, заднє – низькоплан) і двокільовим вертикальним оперенням.

Комплектація моделі: фюзеляж; 2 консолі переднього крила; 2 консолі заднього крила; 3 накладки на фюзеляж; 2 кіля вертикального оперення; 4 вставки, що моделюють телескопічне крило.

Загальний вигляд моделі наведений на ескізі (рис. 3.1). Фотографії загального вигляду моделі при різних її компоновках наведені на рисунках 3.2÷3.8. Детальні геометричні параметри моделі наведені в таблиці 3.1.

Фюзеляж моделі монолітний, складається з головної частини циліндричної форми з напівсферичним носом; середньої частини прямокутного перерізу зі округленими ребрами; хвостової частини (відсік двигуна БЛА) складної форми. Консолі переднього та заднього крил виготовлені з кронштейнами з дюралюмінію Д16 товщиною 3 мм та кріпляться до середньої частини фюзеляжу за допомогою шурупів. Обидва крила мають однакову хорду (110 мм) та відносну товщину (12 %), набрані з аеродинамічного профілю МН32 без геометричного кручення. Заліз переднього крила виконаний з пластиліну; заліз заднього крила через необхідність численних перестановок не виконувався.

Переднє крило під час випробувань не переміщувалось відносно фюзеляжу. Кут установлення переднього крила $-4,2^\circ$ відносно БГФ. Кут поперечного V переднього крила дорівнює -4° .

Заднє крило займало одне з трьох положень по поздовжній координаті, так що відстань між передніми кромками крил вздовж БГФ (поздовжнє винесення крил) складало відповідно $l_{x0} = 390$ мм (положення № 1), $l_{x0} = 490$ мм (№ 2) і $l_{x0} = 590$ мм (№ 3). При цьому для кожного положення за допомогою однієї з трьох накладок на

фюзеляж встановлювався один з кутів поперечного V : $\psi = 0^\circ$; $\psi = -5^\circ$ або $\psi = -9^\circ$. Кут установлення заднього крила 0° відносно БГФ.

Також в торцях переднього та заднього крил кріпились вставки, що імітували телескопічне (висувне) крило. Вставки мають однакову хорду (95 мм) та відносну товщину (8,7 %), виконані з профілю МН32. Кріплення здійснювалось за допомогою карбонових стержнів, що входили в підготовлені на торці базового крила отвори з натягом. Таким чином, досліджувались чотири компоновки, різні за відношенням розмахів переднього та заднього крил:

1–1 – обидва крила без вставок (базова компоновка);

1–2 – вставки лише на задньому крилі;

2–1 – вставки лише на передньому крилі;

2–2 – вставки на обох крилах.

Крім того, для визначення «чистого» впливу вставок (без інтерференції між крилами) були проведені випробування без заднього крила: компоновки 1–0 (без вставок) і 2–0 (із вставками).

Вертикальне оперення моделі складається з двох кілів, встановлених на бокових поверхнях хвостової частини фюзеляжу. Залізи вертикального оперення з фюзеляжем виконані з пластиліну.

Шасі та горизонтальне оперення у БЛА «Сокіл-2» відсутні. Механізація крила, органи керування та макет двигуна на моделі не передбачені.

Для встановлення моделі на підвіску аеродинамічних ваг в консолях переднього крила на відстані 400 мм від площини симетрії моделі відкриті отвори для встановлення крилових державок (поперечна база $z=800$ мм). Поздовжня база моделі $x=900$ мм.

Для оцінки впливу крилової державки в кінці програми виконані випробування моделі з макетом державки. Для встановлення макета, виконаного з дерева, на відстані 120 мм від крилової державки ближче до фюзеляжу, зроблені нові отвори. Ескіз державки наведений на рис. 3.9, загальний вигляд моделі з макетом державки – на рис. 3.10.

Розмах переднього крила без вставок $l_1=1050$ мм, із вставками $l_1=1450$ мм. Розмах заднього крила без вставок $l_2=1170$ мм, із вставками $l_2=1570$ мм. Загальна площа переднього крила без вставок $S_1=0,1155$ м², із вставками $S_1=0,1535$ м²; заднього крила без вставок $S_2=0,1287$ м², із вставками $S_2=0,1667$ м². Видовження переднього крила без вставок $\lambda=9,545$, заднього крила без вставок $\lambda=10,636$; звуження обох крил без вставок $\eta=1$.

Таблиця 3.1. Геометричні параметри моделі 002МБЛА100

ФЮЗЕЛЯЖ		Познач.	Теорія
1	Площа міделю фюзеляжу	S (м ²)	0,0133
2	Діаметр фюзеляжу (головна частина)	D (мм)	130
3	Довжина фюзеляжу	$L\phi$ (мм)	1102
4	Відносна площа міделю фюзеляжу	$\bar{S}\phi$	0,0545
5	Площа середньої частини фюзеляжу	$S_{c\phi}$	0,0071
КРИЛО ПЕРЕДНЄ		Познач	Теорія
1	Загальна площа крила без вставок	S (м ²)	0,1155
2	Загальна площа крила із вставками	S (м ²)	0,1535
3	Середня аеродинамічна хорда b_{a1} без вставок	ba (мм)	110
4	Середня аеродинамічна хорда b_{a2} із вставками	ba (мм)	105,9
5	Розмах теоретичний крила без вставок	L (мм)	1050
6	Розмах теоретичний крила із вставками	L (мм)	1450
7	Кут установлення КС1 крила відносно БГФ	α (град)	-4,2
8	Кут стрілоподібності за 0,25 вкр	χ (град)	0
9	Кут поперечного V	Ψ (град)	-4,0
10	Відстань від БГФ до носика КС1	Y (мм)	35
11	Видовження крила без вставок	λ	9,545
12	Видовження крила із вставками	λ	13,697
13	Звуження крила без вставок	η	1
14	Звуження крила із вставками	η	1,16

КРИЛО ЗАДНЄ		Познач	Теорія
1	Загальна площа крила без вставок	S (м ²)	0,1287
2	Загальна площа крила із вставками	S (м ²)	0,1667
3	Середня аеродинамічна хорда ba_2 без вставок	ba (мм)	110
4	Середня аеродинамічна хорда ba_2 із вставками	ba (мм)	107,5
5	Розмах теоретичний крила без вставок	L (мм)	1170
6	Розмах теоретичний крила із вставками	L (мм)	1570
7	Кут установлення КС2 крила відносно БГФ	α (град)	0
8	Кут стрілоподібності за 0,25 $b_{кр}$	χ (град)	0
9	Кут поперечного V	Ψ (град)	0; -5; -9
10	Відстань от БГФ до носика КС2	Y (мм)	-36
11	Видовження крила без вставок	λ	10,636
12	Видовження крила із вставками	λ	14,786
13	Звуження крила без вставок	η	1
14	Звуження крила із вставками	η	1,16
ВЕРТИКАЛЬНЕ ОПЕРЕННЯ ВО2		Познач.	Теорія
1	Загальна площа ВО (2 кіля)	S (м ²)	0,0148
2	Відносна площа (до базової компоновки)	$\bar{S}_{ВО}$	0,0607
3	Умовна середня аеродинамічна хорда	b (мм)	47,6
4	Висота ВО над фюзеляжем	L (мм)	160,9
5	Кут стрілоподібності по 0,25 $b_{аво}$	(град)	31
6	Плече (відстань от центру мас до 0,25 $b_{аво}$)	$L_{во}$ (мм)	540,9
7	Коефіцієнт статичного моменту ВО	$B_{во}$	0,149
8	Видовження	λ	3,50
10	Звуження	η	1,98

3.2. Програма випробувань

Випробування моделі проведені згідно робочої програми №1576, затвердженої 7 листопада 2012 року і узгодженої 8 листопада 2012 року.

Робоча програма наведена в таблиці 3.2.

Випробування по пунктах 1–23 проведені із захисною сіткою, 24–34 – без неї; по пунктах 1–24 – в автоматичному режимі роботи ваг, 25–34 – в ручному.

РОБОЧА ПРОГРАМА ВИПРОБУВАНЬ № 1576

моделі 002МБЛА100 в трубі АТ-1

от «08» листопада 2012 г.

№ п/п	Аеродинамічні характеристики	V , м/с	α°	β°	Вар. компон.	$\Psi, ^\circ$	Вар. l_{x0}	Прим.
1	$c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z$ $= f(\alpha)$	25	0÷20	0	1 – 1	0	0;1;2;3	пп. 1–9 3-хкратні випроб.
2					1 – 1	-5	0;1;2;3	
3					1 – 1	-10	0;1;2;3	
4					2 – 1	0	0;1;2;3	
5					2 – 1	- 5	1;2;3	
6					2 – 1	- 10	1;2;3	
7					2 – 2	0	1;2;3	
8					2 – 2	- 5	1;2;3	
9					2 – 2	- 10	1;2;3	
10	$c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z$ $= f(\beta)$	25	7; 11; 14	-15÷15	1 – 1	0	0;1;2;3	
11					1 – 1	- 5	1;2;3	
12					1 – 1	- 10	0;1;2;3	
13					2 – 1	0	0;1;2;3	
14					2 – 1	- 5	1;2;3	

продовження табл. 3.2

15					2 – 1	- 10	1;2;3	
16					2 – 2	0	1;2;3	
17					2 – 2	- 5	1;2;3	
18					2 – 2	- 10	1;2;3	
19	$c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z = f(\alpha)$	25	-4÷16	0	2 – 2	0	1	1 кіль ВО
20					2 – 2	0	1	без ВО
21	$c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z = f(\beta)$				2 – 2	0	1	1 кіль ВО
22					2 – 2	0	1	без ВО
23	$c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z = f(\alpha)$				1 – 2	-10	0; 3	пп. 23–32 без ВО
24					1 – 2	-10	0; 3	пп. 24–34 без сітки
25		25	-4÷6	0	1 – 2	-10	0	п. 25 макет державки
26					1 – 2	-10	0	
27					1 – 2	-10	1; 3	
28					1 – 1	- 10	1; 3	
29					1 – 2	0	1;2;3	
30					1 – 1	0	1;2;3	
31					1 – 2	- 5	1;2;3	
32					1 – 1	- 5	1;2;3	
33					1 – 2	- 5	1	1 кіль без заліза
34					1 – 2	- 5	1	2 кіля без залізів

3.3. Методика проведення випробувань та обробки результатів експерименту

Випробування моделі проведені при швидкості потоку в робочій частині аеродинамічної труби АТ-1 $V=25$ м/с, що відповідає числу Маха $M=0,075$ та числу Рейнольдса $Re=1,87 \cdot 10^5$, розрахованому за середньою аеродинамічною хордою крила $b_A=0,11$ м в схемі «моноплан», і $Re=3,75 \cdot 10^5$ – за середньою аеродинамічною хордою еквівалентного крила $b_A=0,22$ м в схемі «тандем».

Величина швидкісного напору потоку визначалась за перепадом статичних тисків у форкамері аеродинамічної труби і атмосфері, вимірюваному ваговим елементом « ΔP » та контролювалась за показами датчика тиску МРХV-0,4, які виводились на монітор системи керування аеродинамічною трубою АТ-1.

Аеродинамічні сили та моменти, які діють на модель, виміряні автоматичними шестикомпонентними вагами АВ-М2. Кути атаки « α » відраховувались відносно БГФ, кути ковзання « β » – від вертикальної площини симетрії моделі.

Аеродинамічні характеристики моделі представлені в напівзв'язаній системі координат, початок якої розташований на відстані $X_T=252$ мм вздовж БГФ від носка САХ переднього крила і на відстані $Y_T=-40$ мм вниз за перпендикуляром до БГФ.

При визначенні АХ за характерні розміри прийняті:

1. для компоновки 1–1:

- площа крила $S=0,2442$ м²;
- середня аеродинамічна хорда крила $b_A=0,22$ м;
- розмах крила $\ell=1,11$ м.

2. для компоновок 1–2 и 2–1:

- площа крила $S=0,2822$ м²;
- середня аеродинамічна хорда крила $b_A=0,22$ м;
- розмах крила $\ell=1,283$ м.

3. для компоновки 2–2:

- площа крила $S= 0,3202 \text{ м}^2$;
- середня аеродинамічна хорда крила $b_A= 0,22 \text{ м}$;
- розмах крила $\ell= 1,455 \text{ м}$.

4. для компоновки 1–0 (без заднього крила і переднім крилом без вставок):

- площа крила $S= 0,1155 \text{ м}^2$;
- середня аеродинамічна хорда крила $b_A= 0,11 \text{ м}$;
- розмах крила $\ell= 1,05 \text{ м}$.

5. для компоновки 2–0 (без заднього крила і переднім крилом зі вставками):

- площа крила $S= 0,1535 \text{ м}^2$;
- середня аеродинамічна хорда крила $b_A= 0,11 \text{ м}$;
- розмах крила $\ell= 1,395 \text{ м}$.

Експериментальні дані оброблені за стандартною програмою підсистеми АСУ АЕ «Веси».

Для уникнення гістерезису аеродинамічного та механічної системи випробування проводились з виходом на розрахунковий режим при зростанні кута атаки, ковзання, швидкості потоку. Зняття даних на зворотному ході не проводились.

При обробці результатів випробувань внесені прийняті для АТ-1 поправки на вплив меж потоку, на блокінг-ефект, на опір та моменти підвіски. В отримані результати слід внести поправку на зміну опору підвіски при швидкості потоку $V=25 \text{ м/с}$. Отриманий коефіцієнт опору моделі в базовій компоновці (площа крила в плані $S=0,2442 \text{ м}^2$) є заниженим на $\Delta C_{x \text{ пдв}} = 0,0057$. Врахування додаткового опору крилових державок компенсує даний ефект.

Особливістю даних випробувань була нежорсткість моделі, а саме заднього крила, вигин якого вимірювався за допомогою лазерного рівня, що кріпився на рамі аеродинамічних вагів та переміщався вертикально. Визначались положення

кінцевого перерізу заднього крила з різними кутами атаки моделі при відсутності потоку та під час зняття експериментальних даних.

Вимір кручення крила показав, що ним можна знехтувати (це пояснюється тим, що вісь жорсткості крила знаходиться близько до лінії 25% хорд, тобто лінії прикладення приросту піднімальної сили).

Результати вагових випробувань моделі 002МБЛА100 в різних компоновках наведені у вигляді графіків залежностей аеродинамічних коефіцієнтів c_x , c_y , c_z , m_x , m_y , $m_z = f(\alpha, \beta)$ та $K = f(c_y)$ на рис. 3.1.1÷3.9.10, при чому рис. 3.1.1÷3.8.1 винесені в додаток В.

За графіками визначені характерні значення аеродинамічних коефіцієнтів:

- із залежностей $c_y = f(\alpha)$ на лінійній ділянці при $0,45 \leq c_y \leq 0,75$ визначені похідні c_y^α ;
- із залежностей $m_z = f(\alpha)$ на лінійній ділянці при $0,45 \leq c_y \leq 0,75$ визначені похідні m_z^α ;
- похідні $m_z^{c_y}$ визначені як відношення відповідних значень m_z^α / c_y^α ;
- похідні m_x^β и m_y^β визначені за відповідними залежностями в діапазоні кутів ковзання $-5^\circ \leq \beta \leq 5^\circ$.

3.4. Основні аеродинамічні характеристики базової моделі

Результати випробувань базової моделі (без вставок, кут поперечного $V \psi = 0^\circ$, положення №3 заднього крила) наведені у вигляді графіків залежностей c_y , c_x , $m_z = f(\alpha)$; $K = f(c_y)$; c_z , m_x , $m_y = f(\beta)$ на рис. 3.1.1, 3.1.2.

Для моделі в крейсерській конфігурації одержані такі аеродинамічні характеристики:

- максимальне значення аеродинамічної якості

$$K_{max} = K_{C_y=0,6} = 10,85;$$

- максимальне значення коефіцієнта підйимальної сили $c_{y \max} = 1,05$ при $\alpha_{кр} = 16,4^\circ$;
- похідна $c_y^\alpha = 0,072 \text{ 1/}^\circ$; $c_{y0} = 0,15$;
- мінімальне значення коефіцієнта лобового опору $c_{x\min} = 0,032$;
- ступінь поздовжньої статичної стійкості $m_z^{\sigma} = -0,14$;
- ступінь поперечної статичної стійкості при $\alpha = 6,6^\circ$: $m_x^{\beta} = -0,0010 \text{ 1/}^\circ$;
- ступінь шляхової статичної стійкості при $\alpha = 6,6^\circ$: $m_y^{\beta} = -0,0021 \text{ 1/}^\circ$.

Через недостатню жорсткість крила моделі при підвісці контрвантажувача спостерігалась значна деформація конструкції, що призвело до появи різниці кутів установлення заднього і переднього крил моделі (куту деградації) рівному $+4^\circ$. Таким чином, зрив потоку раніше починався на задньому крилі, що призводить до втрати поздовжньої статичної стійкості. У натурального апарата різниця кутів установлення є нульовою або додатною, і він є стійким в поздовжньому каналі навіть при виході на критичний кут атаки.

3.5. Визначення впливу поздовжнього винесення крила

Результати випробувань по визначенню впливу поздовжнього винесення крила на аеродинамічні характеристики моделі наведені у вигляді графіків залежностей c_y , $c_x = f(\alpha)$; $K = f(c_y)$ на рис. 3.2.1÷3.2.13.

Необхідно зазначити, що при крейсерському куті атаки $\alpha = 6^\circ$ збільшення поздовжнього винесення крила від $l_{x0} = 390$ мм до $l_{x0} = 590$ мм призводить до зростання вертикального інтервалу між крилами (висоти коробки) в швидкісній системі координат на 21 мм.

Для компоновки 1–1 проведені випробування з вертикальним оперенням і без нього. Через різні налаштування аеродинамічних вагів і різних режимів знімання даних (автоматичний – в широкому діапазоні, ручний – в узькому) отримані

результати можна використовувати тільки для визначення *приросту* аеродинамічних характеристик при зміні геометричних параметрів моделі. Збільшення поздовжнього винесення крила від $l_{x0} = 390$ мм до $l_{x0} = 590$ мм призводить до підвищення максимальної аеродинамічної якості, зниження максимального коефіцієнта підйімальної сили, а також до зміщення вгору графіка залежності $c_y(\alpha)$ (рис. 3.2.1÷3.2.5):

– для $\psi = 0^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,25$ (з ВО); $\Delta c_{y\ max} \approx -0,03$;

– для $\psi = -5^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,4$ (без ВО),;

– для $\psi = -9^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,6$ (з ВО) и $\Delta K_{max} \approx 0,7$ (без ВО); при цьому $c_{y\ max}$ збільшується.

Для компоновки 2–2 збільшення поздовжнього винесення крила від $l_{x0} = 390$ мм до $l_{x0} = 590$ мм призводить до підвищення максимальної аеродинамічної якості та зниження максимального коефіцієнта підйімальної сили (рис. 3.2.6, 3.2.7):

– для $\psi = 0^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,0$ (в межах точності вимірювання) і $\Delta c_{y\ max} \approx -0,01$;

– для $\psi = -9^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 1,05$ і $\Delta c_{y\ max} \approx -0,02$.

Для компоновки 1–2 проведені випробування без вертикального оперення. Збільшення поздовжнього винесення від $l_{x0} = 390$ мм до $l_{x0} = 590$ мм призводить до підвищення максимальної аеродинамічної якості (рис. 3.2.8÷3.2.10):

– для $\psi = 0^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,0$;

– для $\psi = -5^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,6$;

– для $\psi = -9^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 1,15$.

Для компоновки 2–1 проведені випробування з вертикальним оперенням. Збільшення поздовжнього винесення крила от $l_{x0} = 390$ мм до $l_{x0} = 590$ мм призводить до підвищення максимальної аеродинамічної якості, зниженню максимального коефіцієнта підйімальної сили, а також зміщенню вгору графіка залежності $c_y(\alpha)$ на лінійній ділянці (рис. 3.2.11÷3.2.13):

– для $\psi = 0^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 1,15$; $\Delta c_{y\ max} \approx -0,01$;

- для $\psi = -5^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,0$; $\Delta c_{y\ max} \approx 0,00$;
- для $\psi = -9^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,0$; $\Delta c_{y\ max} \approx +0,01$.

Таким чином, збільшення поздовжнього винесення крила призводить до підвищення максимального аеродинамічної якості тоді, коли вільні вихорі переднього та заднього крил взаємно віддаляються, що зменшує індуктивний опір компоновки [45].

Вплив поздовжнього винесення крила на характеристики бокового руху розглянуто в п. 3.7 (рис. 3.5.8÷3.5.18, 3.5.20÷3.5.23, 3.5.28÷3.5.31).

3.6. Визначення впливу кута поперечного V заднього крила

Результати випробувань з визначення впливу кута поперечного V заднього крила на аеродинамічні характеристики моделі наведені у вигляді графіків залежностей c_y , $c_x=f(\alpha)$; $K=f(c_y)$ на рис. 3.3.1÷ 3.3.13.

Надалі для фіксованих розмахів крил і поздовжнього винесення крила вводиться поняття приросту максимальної аеродинамічної якості моделі від приросту кута поперечного V заднього крила, назване *ефективністю* поперечного V заднього крила.

Для компоновки 1–1 проведені випробування з вертикальним оперенням (в широкому діапазоні кутів атаки) і без нього (у вузькому діапазоні). Через різні налаштування аеродинамічних ваг і різні режими зняття даних (автоматичний – в широкому діапазоні, ручний – у вузькому) отримані результати можна використовувати тільки для визначення *приросту* аеродинамічних характеристик при зміні геометричних параметрів моделі.

Зміна кута поперечного V від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ призводить до приросту максимальної аеродинамічної якості та зниженню максимального коефіцієнта підйімальної сили (рис. 3.3.1÷3.3.3):

- для $l_{x0} = 390$ мм на $\Delta K_{max} \approx 0,7$ і $\Delta c_{y\ max} \approx -0,03$;
- для $l_{x0} = 490$ мм на $\Delta K_{max} \approx 0,75$ і $\Delta c_{y\ max} \approx -0,02$;

– для $l_{x0}=590$ мм на $\Delta K_{max} \approx 1,05$ і $\Delta c_{y\ max} \approx 0$.

Крім того, поява від'ємного кута поперечного V призводить до підвищення похідної підйимальної сили за атаки (рис. 3.3.4÷3.3.6)

– для $l_{x0}=390$ мм від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ з $c_y^\alpha = 0,080$ 1/° до $c_y^\alpha = 0,082$ 1/°;

– для $l_{x0}=490$ мм від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -5^\circ$ з $c_y^\alpha = 0,0725$ 1/° до $c_y^\alpha = 0,075$ 1/°;

– для $l_{x0}=590$ мм від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ з $c_y^\alpha = 0,071$ 1/° до $c_y^\alpha = 0,0745$ 1/°.

Таким чином, для компоновки 1–1 при збільшенні поздовжнього винесення крила ефективність поперечного V заднього крила зростає, а зниження максимального коефіцієнту підйимальної сили перестає спостерігатись.

Для компоновки 2–2 зміна кута поперечного V від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ приводить до підвищення максимальної аеродинамічної якості та похідної підйимальної сили за кутом атаки, а також зниженню максимального коефіцієнта підйимальної сили (рис. 3.3.7, 3.3.8):

– для $l_{x0}=390$ мм на $\Delta K_{max} \approx 0,0$, $\Delta c_y^\alpha = 0,006$ 1/° і $\Delta c_{y\ max} \approx 0$;

– для $l_{x0}=590$ мм на $\Delta K_{max} \approx 1,25$, $\Delta c_y^\alpha = 0,014$ 1/° і $\Delta c_{y\ max} \approx -0,01$.

Для компоновки 1–2 проведені випробування без вертикального оперення у вузькому діапазоні кутів атаки; зміна кута поперечного V призводить до підвищення максимальної аеродинамічної якості (рис. 3.3.9÷3.3.11):

– для $l_{x0}=390$ мм від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,15$ (в межах точності вимірів) і $\Delta c_y^\alpha = 0,008$ 1/°;

– для $l_{x0}=490$ мм від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -5^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,0$ і $\Delta c_y^\alpha = 0,003$ 1/° (з $0,078$ 1/° до $0,081$ 1/°);

– для $l_{x0}=590$ мм від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 1,1$ і $\Delta c_y^\alpha = 0,008$ 1/°.

Отже, для компоновок, в яких розмах заднього крила більше, ніж переднього (1–1, 1–2, 2–2) ефективність поперечного V заднього крила значно зростає при збільшенні поздовжнього винесення крила.

Для компоновки 2–1 зміна кута поперечного V від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ призводить до підвищення максимальної аеродинамічної якості і максимального коефіцієнту підйімальної сили (рис. 3.3.12, 3.3.13):

– для $l_{x0} = 390$ мм на $\Delta K_{max} \approx 0,95$, $\Delta c_y^\alpha = 0,0035$ 1/° і $\Delta c_{y\ max} \approx 0$;

– для $l_{x0} = 590$ мм на $\Delta K_{max} \approx 0$, $\Delta c_y^\alpha = 0,002$ 1/° і $\Delta c_{y\ max} \approx +0,03$.

Таким чином, для компоновки 2–1 (розмах переднього крила більше, ніж заднього) на відміну від усіх інших компоновок збільшення поздовжнього винесення крила призводить до *зниження* ефективності поперечного V заднього крила.

Вплив кута поперечного V заднього крила на характеристики бокового руху розглянуто в п. 3.7 (рис. 3.5.1÷3.5.7, 3.5.16÷3.5.19, 3.5.24÷3.5.27).

На підставі результатів експерименту висунута гіпотеза: з точки зору підвищення максимальної аеродинамічної якості застосування поперечного V ефективно тільки тоді, коли вільні вихори віддалені один від одного настільки, що їх взаємним відштовхуванням можна знехтувати.

3.7. Визначення характеристик бокового руху

Результати випробувань з визначення впливу геометрії моделі на аеродинамічні характеристики бокового руху моделі в компоновках 1–1, 2–1 и 2–2 наведені у вигляді графіків залежностей c_z , m_x , $m_y = f(\beta)$ на рис. 3.4.1÷3.4.33.

Коефіцієнти статичної поперечної та шляхової стійкості для різних компоновок, поздовжніх винесень крила та кутів поперечного V заднього крила дорівнюють:

а) для компоновки 1–1 (рис. 3.4.1÷3.4.15):

Табл. 3.3. m_x^β при $\alpha = 6,6^\circ$

$\psi,^\circ \backslash l_{x0}$	0	-5	-9
390	-0,0006	+0,0002	+0,0007
490	-0,0009	0,0000	+0,0007
590	-0,00095	+0,00015	+0,00095

Табл. 3.4. m_x^β при $\alpha = 10,4^\circ$

$\psi,^\circ \backslash l_{x0}$	0	-5	-9
390	-0,00065	-0,0001	0,00055
490	-0,0011	-0,0003	0,0003
590	-0,0008	0,0000	0,00035

Табл. 3.5. m_y^β при $\alpha = 6,6^\circ$

$\psi,^\circ \backslash l_{x0}$	0	-5	-9
390	-0,00205	-0,00185	-0,00165
490	-0,00215	-0,0020	-0,00225
590	-0,0021	-0,00225	-0,00225

Табл. 3.6. m_y^β при $\alpha = 10,4^\circ$

$\psi,^\circ \backslash l_{x0}$	0	-5	-9
390	-0,0016	-0,0017	-0,00185
490	-0,0020	-0,00175	-0,00215
590	-0,00195	-0,00215	-0,00215

б) для компоновки 2-1 (рис. 3.4.16÷3.4.23):

Табл. 3.7. m_x^β при $\alpha = 6,5^\circ$

$\psi,^\circ \backslash l_{x0}$	0	-9
390	+0,0004	+0,00145
590	+0,00045	+0,00135

Табл. 3.8. m_x^β при $\alpha = 10,3^\circ$

$\psi,^\circ \backslash l_{x0}$	0	-9
390	+0,0002	+0,0009
590	+0,0002	+0,00085

Табл. 3.9. m_y^β при $\alpha = 6,5^\circ$

$\psi,^\circ \backslash l_{x0}$	0	-9
390	-0,0013	-0,00155
590	-0,0019	-0,0017

Табл. 3.10. m_y^β при $\alpha = 10,3^\circ$

$\psi,^\circ \backslash l_{x0}$	0	-9
390	-0,00155	-0,00175
590	-0,00185	-0,0017

в) для компоновки 2-2 (рис. 3.4.24÷3.4.31):

Табл. 3.11. m_x^β при $\alpha = 6,4^\circ$

$\psi,^\circ$ l_{x0}	0	-9
390	-0,0014	+0,0001
590	-0,00175	0,0000

Табл. 3.13. m_y^β при $\alpha = 6,4^\circ$

$\psi,^\circ$ l_{x0}	0	-9
390	-0,00135	-0,00135
590	-0,0021	-0,00165

Табл. 3.12. m_x^β при $\alpha = 10,2^\circ$

$\psi,^\circ$ l_{x0}	0	-9
390	-0,0007	+0,00035
590	-0,0006	+0,00025

Табл. 3.14. m_y^β при $\alpha = 10,2^\circ$

$\psi,^\circ$ l_{x0}	0	-9
390	-0,00165	-0,0014
590	-0,0020	-0,0018

Таким чином, у всіх випробуваних компоновках модель володіє шляховою статичною стійкістю. Модель без заднього крила (схема «моноплан») не має поперечної статичної стійкості (рис. 3.4.32, 3.4.33). Модель із заднім крилом (схема «тандем») може бути як статично стійкою за креном, так і нестійкою.

Поява від'ємного кута поперечного V заднього крила очікувано, як і для моноплана, погіршує поперечну стійкість моделі для всіх компоновок (m_x^β збільшується). Слід зазначити також вплив поздовжнього винесення крила l_{x0} на поперечну статичну стійкість моделі. Для компоновок 1-1 і 2-2 при відсутності кута поперечного V заднього крила ($\psi=0^\circ$) і крейсерському куті атаки ($\alpha \approx 6,4^\circ$) збільшення винесення підвищує поперечну статичну стійкість; при великих кутах атаки ($\alpha \approx 10,4^\circ$) збільшення поздовжнього винесення дещо знижує поперечну статичну стійкість (підвищує коефіцієнт m_x^β).

При кутах поперечного V $\psi=-5^\circ$ і $\psi=-9^\circ$ (передній і задній вільні вихори віддалені один від одного) зміна поздовжнього винесення крила слабо впливає на коефіцієнт поперечної статичної стійкості.

Для компоновки 2–1 збільшення поздовжнього винесення крила практично не впливає на коефіцієнт поперечної статичної стійкості при різних кутах атаки (модель є нестійкою за креном), але зменшує коефіцієнт шляхової статичної стійкості (збільшує стійкість за курсом).

3.8. Оцінка впливу крилових державок

Результати випробувань з оцінки впливу крилових державок на аеродинамічні характеристики моделі наведені у вигляді графіків залежностей c_y , $c_x=f(\alpha)$; $K=f(c_y)$ на рис. 3.5.1÷3.5.3.

Для підвищення точності випробування проводились для компоновки без заднього крила. Збільшення коефіцієнту опору від одного макета крилової державки в діапазоні кутів атаки $\alpha=2$ для моделі без заднього крила (компоновка 1–0) дорівнює $\Delta c_{x1} \approx 0,0050$ (рис. 3.5.2). В перерахунку на базову компоновку моделі (1–1) даний приріст складає $\Delta c_{x1} \approx 0,0025$, а для двох крилових державок, відповідно, $\Delta c_x \approx 0,0050$.

Оцінка опору задньої державки і державки контргруза не проводилась: внаслідок малих габаритів їх коефіцієнти опору знаходяться в межах похибки вимірювання.

3.9. Оцінка впливу захисної сітки для флатерних випробувань

Результати випробувань з оцінки впливу захисної сітки на аеродинамічні характеристики моделі схеми «моноплан» (без заднього крила) і «тандем» наведені у вигляді графіків залежностей c_y , $c_x=f(\alpha)$; $K=f(c_y)$ на рис. 3.6.1.

Як видно з графіків, наявність захисної сітки істотно не впливає на коефіцієнт лобового опору моделі незалежно від схеми літального апарата. При цьому для схеми «моноплан» наявність сітки зменшує максимальний коефіцієнт підйімальної сили на $\Delta c_{y \max} \approx -0,02$ (з 1,10 до 1,08).

3.10. Результати візуальних випробувань

Результати візуальних випробувань з визначення положення вільних вихорів переднього і заднього крил записані у вигляді фотографій та відеозаписів. Візуалізація вихорів проведена за допомогою аеродинамічних щупів. Фотографії та відеограми представлені на рис. 3.7.1÷3.7.10.

Для наочного відображення траєкторії вільного вихору для кожної компоновки моделі виконаний монтаж фотографій, знятих з однієї точки.

Для компоновки 1–0 можна побачити, що вільний вихор від переднього крила, стягується до площини симетрії під деяким кутом до напрямку потоку (рис. 3.7.2).

Для компоновки 1–1 визначено траєкторії близько розташованих вільних вихорів від лівих консолей переднього і заднього крил (рис. 3.7.3÷3.7.5). Зміна траєкторій вихорів обумовлена їх взаємним відштовхуванням і в меншій мірі – притягуванням до вільних вихорів, що сходять з правих консолей.

Для компоновки 1–2 взаємне відштовхування вихорів послаблюється внаслідок збільшення дистанції між ними (рис. 3.7.6). На відміну від компоновки 1–1 вільний вихор, що сходить з заднього крила, помітно стягується до площини симетрії моделі; вихор, що сходить з переднього крила, проходить дещо далі від площини симетрії.

Для компоновки 2–1 можна побачити помітну зміну траєкторії вихорів у вертикальній площині (рис. 3.7.7, 3.7.8). Для компоновки 2–2 картина вихрової система аналогічна до компоновки 1–1 (рис. 3.7.9, 3.7.10)

Важливим етапом випробувань є дослідження обтікання крила зі вставками (телескопічного крила). Візуалізація вихорів не підтверджує наявності вільного вихору на стику основного крила та вставки (що моделює висувну частину) навіть при великих кутах атаки ($\alpha \approx 10^\circ$). Таким чином, при хорді висувної частини, рівній 86 % від хорди основного крила, інтенсивність вихору, що утворюється на їх стику, як мінімум на порядок менше інтенсивності вільного вихору, що сходить з кінця висувної частини крила.

За наявності кута ковзання відстань між вільними вихорами суттєво змінюється (рис. 3.7.11). Всі фотографії зроблені практично з однієї точки, і напрям потоку на зображеннях незмінний, обертається лише модель. На першій фотографії вихор заднього крила помітно стягується до площини симетрії, так як «відштовхуючий» його передній вихор знаходиться досить далеко. На другій фотографії задній вихор в межах області спостереження близький до прямолінійного (передній вихор ближче і компенсує «природне» стягування вихору). На третій фотографії задній вихор виштовхується назовні близько розташованим переднім вихором. Таким чином вільні вихори заднього крила можуть бути прямолінійними або вигнутими, якщо вихори переднього крила проходять близько; при віддаленні вихорів переднього та заднього крил останні набувають характерної для моноплану форми зі стягуванням до площини симетрії

Слід відмітити, що при кутах ковзання $\beta = 0^\circ; +5^\circ$ вільний вихор заднього крила внаслідок відштовхування від вихору переднього крила проходить в розглядуваній області простору без перегину, приблизно паралельно зовнішньому потоку. А при куті ковзання $\beta = -5^\circ$ при віддаленні вихору переднього крила задній вихор набуває більш «природної», тобто характерної для моноплану, форми зі стягуванням до площини симетрії.

3.11. Результати льотних випробувань

Льотні випробування БЛА «Рама» з двома прямокутними (рис. 3.8.1) та з двома телескопічними крилами (рис. 3.8.3, 3.8.5) та були проведені 11 травня 2015 року. Їх основною метою було порівняння аеродинамічної якості апарата в двох компоновках, оцінка характеристик стійкості та керованості.

Метод. Оцінку аеродинамічної якості виконано за методом усталеного зниження при вимкненому двигуні за кутом нахилу траєкторії

$$K = \operatorname{ctg} \theta$$

Також визначено швидкопідйомність апарата в двох компоновках на режимі максимальної тяги двигуна.

Просторове положення БЛА в кожний момент польоту отримано за GPS-приймачем (рис. 3.8.2, 3.8.4), бортовою апаратурою вимірювались перевантаження, барометрична висота, відсоток потужності на валу двигуна.

Модель. Випробування двох компоновок проведено при однаковій центрівці (25 % САХ еквівалентного крила), масі (1,39...1,34 кг), напрузі на акумуляторі (12,5...12,6 В). Висувні секції з хордою 65 мм телескопічного крила збільшують розмах крила на 300 мм. При цьому питоме навантаження на телескопічне крило дорівнювало $5,60 \text{ кг/м}^2$, а на прямокутне – $6,38 \text{ кг/м}^2$.

Умови випробувань. Випробування двох компоновок моделі проведено протягом 30 хвилин в практично незмінних метеорологічних умовах (вітер на висоті старту 1...2 м/с, температура 25...29°C, вологість 36...30 %). Набор висоти та зняття параметрів на планеруванні здійснювались в однаковому напрямі відносно вітру.

Результати. Оцінки аеродинамічної якості на ділянці усталеного зниження (планерування) за результатами трикратних вимірювань дорівнюють $K=3,55$ для БЛА з прямокутним крилом та $K=4,56$ – з телескопічним. Відносно низька аеродинамічна якість пояснюється в основному незафіксованістю (незафлюгерованістю) повітряного гвинта, який розкручувався набігаючим потоком (авторотація) та створював значний лобовий опір, а також турбулізував потік навколо фюзеляжу та певної ділянки крил, що також підвищувало їх опір. Крім того, слабкий вітер також впливав на кут тангажа та оцінку аеродинамічної якості.

Кут набору висоти в режимі максимального газу складає $\theta=24,98^\circ$ для прямокутного крила та $\theta=28,4^\circ$ для телескопічного крила.

Згідно суб'єктивних відчуттів досвідченого оператора, керованість БЛА з телескопічним крилом була вищою, ніж з прямокутним, не зважаючи на збільшення розмаху крил (моментів інерції) при незмінній геометрії елеронів. Підвищення ефективності елеронів можна пояснити зменшенням впливу на їх обтікання

кінцевого вихору крила, при чому характеристики елеронів наближаються до характеристик крила нескінченного видовження.

Висновки по розділу 3

На основі аналізу результатів випробувань в аеродинамічній трубці АТ-1 моделі безпілотного літального апарата «Сокіл-2» (002МБЛА100) можна зробити висновки:

1. Для моделі в базовій компоновці (1–1) отримані аеродинамічні характеристики:

– максимальне значення аеродинамічної якості

$$K_{max} = K_{c_{y=0,6}} = 10,85;$$

– максимальне значення коефіцієнта піднімальної сили

$$c_{y_{max}} = 1,05 \text{ при } \alpha_{кр} = 16,4^\circ;$$

– похідна $c_y^\alpha = 0,072$; $c_{y0} = 0,15$;

– мінімальне значення коефіцієнта лобового опору $c_{x_{min}} = 0,032$;

– ступінь поздовжньої статичної стійкості $m_z^{c_y} = -0,14$;

– ступінь поперечної статичної стійкості при $\alpha = 6,6^\circ$

$$m_x^\beta = -0,0010 \text{ 1/}^\circ;$$

– ступінь шляхової статичної стійкості при $\alpha = 6,6^\circ$

$$m_y^\beta = -0,0021 \text{ 1/}^\circ.$$

2. В залежності від компоновки і кута поперечного V заднього крила збільшення поздовжнього винесення крила призводить до нульового або додатного приросту максимальної аеродинамічної якості. Для компоновок з більшим розмахом заднього крила (1–1, 1–2, 2–2) приріст максимальної аеродинамічної якості від збільшенням винесення крила при від'ємному куті поперечного V заднього крила більше, ніж при нульовому. Для компоновки з більшим розмахом переднього крила (2–1) збільшення винесення крила є ефективним при нульовому куті поперечного V.

Так для моделі в базовій компоновці (1–1) збільшення поздовжнього винесення крила від $l_{x0} = 390$ мм до $l_{x0} = 590$ мм призводить до підвищення максимального аеродинамічної якості, зниженню максимального коефіцієнта піднімальної сили:

– для $\psi = 0^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,25$; $\Delta c_{y max} \approx -0,03$;

– для $\psi = -9^\circ$ на $\Delta K_{max} \approx 0,6$; $\Delta c_{y max} > 0$.

3. Поява від'ємного кута поперечного V заднього крила збільшує максимальну аеродинамічну якість тим більше, чим більше поздовжнє винесення крила для компоновок з більшим розмахом заднього крила; і тим більше, чим менше поздовжнє винесення крила для компоновки з більшим розмахом переднього крила.

В цілому, від'ємний кут поперечного V заднього крила збільшує максимальну аеродинамічну якість та похідну коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки.

Для моделі в базовій компоновці зміна кута поперечного V від $\psi = 0^\circ$ до $\psi = -9^\circ$ призводить до приросту максимальної аеродинамічної якості та зниженню максимального коефіцієнта піднімальної сили:

– для $l_{x0} = 390$ мм на $\Delta K_{max} \approx 0,7$ і $\Delta c_{y max} \approx -0,03$;

– для $l_{x0} = 490$ мм на $\Delta K_{max} \approx 0,75$ і $\Delta c_{y max} \approx -0,02$;

– для $l_{x0} = 590$ мм на $\Delta K_{max} \approx 1,05$ і $\Delta c_{y max} \approx 0$.

4. Для всіх компоновок (1–1, 2–1, 2–2), у яких визначались характеристики поперечного руху, модель має шляхову статичну стійкість.

Модель без заднього крила (схема «моноплан») не має поперечної статичної стійкості. Модель з заднім крилом (схема «тандем») може бути як статично стійкою за креном, так і нестійкою.

Поява від'ємного кута поперечного V заднього крила погіршує поперечну стійкість моделі для всіх компоновок.

Найбільшою поперечною статичною стійкістю характеризується компоновка 2–2, найменшою 2–1.

5. Візуалізація вільних вихорів переднього та заднього крил дозволяє визначити їх траєкторії при різних відношеннях розмахів крил (кут деградації постійний). Візуалізація не виявляє вільного вихору на стику основного крила та вставки навіть при великих кутах атаки ($\alpha \approx 10^\circ$). Таким чином, можна стверджувати, що інтенсивність вихору на стику як мінімум на порядок нижче інтенсивності кінцевого вихору.

6. Результати проведених досліджень потребують врахування деформацій конструкції моделі, що мали місце при випробуваннях; в найбільшій мірі це стосується компонок зі вставками на задньому крилі. Вигин крила призводить до зближення вільних вихорів, що сходять з переднього та заднього крил, у вертикальній площині, що збільшує негативну інтерференцію між крилами та змінює загальні аеродинамічні характеристики моделі порівняно з жорсткою. Вигин крила був виміряний за допомогою лазерного рівня, встановленого на рамі аеродинамічних вагів, і врахований при подальшій аналітиці.

Відмінності моделі від натурального літального апарата

Модель зроблена в масштабі 1:1 і випробувана при швидкості потоку 25 м/с, що забезпечує рівність числа Рейнольдса. Технологія виробництва не зазнавала змін, тому шорсткість поверхні також практично ідентична. Відмінності між моделлю та натурним апаратом полягають у тому, що:

1. аеродинамічна труба АТ-1 належить до малотурбулентних з початковим ступенем турбулентності 0,3 %, що все одно відрізняється від польотних значень параметру (мікротурбулентність може бути меншою, макро- – значно більшою від експериментальних). В роботі [41] запропоновано методику перерахунку отриманих в аеродинамічній трубі характеристик моделі на натурні умови з урахуванням турбулентності потоку. При збільшенні ступеня турбулентності точка ламінарно-турбулентного переходу на моделі зміщується вперед. Такий же ефект дає зростання числа Рейнольдса. Тому врахувати підвищену турбулентність в аеродинамічній

трубі можливо шляхом зміщення одержаних АХ на більші числа Рейнольдса. Проте дані викладки справедливі для переднього крила, для якого ступінь турбулентності відомий, а заднє крило перебуває в умовах як турбулентності зовнішнього потоку, так і турбулентності від супутнього сліду переднього крила.

В натурних умовах для БЛА малого класу з хордою крила ~ 200 мм і крейсерською швидкістю $V \sim 30$ м/с число Рейнольдса на рівні моря дорівнює $Re = 410\,000$. В аеродинамічній трубі дослідження проводяться на швидкості не менше $V = 25$ м/с, так як при менших швидкостях зростає неоднорідність потоку та збільшуються похибки. При ступені початкової турбулентності $\varepsilon = 0,3\%$ (в атмосфері — $\varepsilon \approx 0,03\%$ [27]) $Re_{кр}$ тонкого профілю зменшується в два рази (для фюзеляжу моделі менше). Тобто ефективне число Рейнольдса $Re_{ef} = 820\,000$. При переході від $Re = 410\,000$ до $Re = 820\,000$ опір профілю *NACA2412* зменшується на $\sim 20\%$, а профілю *NACA23012* — більш ніж в 2 рази. Тобто початкову турбулентність, якою можна знехтувати при продувці масштабних моделей транспортних літаків, необхідно акуратно враховувати для моделей БЛА малого класу. В іншому разі можна отримати значно занижений опір літального апарата.

2. з огляду на жорсткість конструкції відносна товщина профілю обох крил складала 12% , що істотно вище за натурний (9%). Даний ефект нескладно врахувати аналітично (відома залежність коефіцієнту опору від товщини профілю при даному числі Рейнольдса).

3. кут установлення переднього крила моделі з конструктивних причин складав -4° до БГФ, що призводить до некоректності отриманих характеристик поздовжньої стійкості на великих кутах атаки (зрив на задньому крилі виникає раніше, на відміну від натурального ЛА), а також до того, що в крейсерському режимі переднє крило знаходиться під кутом атаки меншим за оптимальний, а заднє — більшим (орієнтовно на 2° в обох випадках). Також при цьому вихор переднього крила виявляється значно слабшим за вихор заднього і сильніше деформується. В реальній конструкції інтенсивності обох вихорів близькі або переднього вихору

більше внаслідок більшого кута установлення переднього крила.

4. заднє крило виявляється менш жорстким, ніж переднє, фіксоване на державках; тому вигин заднього крила зменшує вертикальний зазор між крилами та підвищує негативну взаємоіндукцію між крилами. При порівнянні результатів аналітичного методу та експериментальних даних в першій вводилась дійсна геометрія моделі БЛА з урахуванням деформацій, виміряних за допомогою лазерного рівня. При оцінці аеродинамічних характеристик реального БЛА аналітичний метод застосовано для геометрії з двома гнучкими крилами та меншою негативною інтерференцією.

5. відсутність на моделі штовхаючого гвинта (призводить до деякого підвищення опору, так як підсос гвинта усуває зону розрідження в хвостовій частині фюзеляжу), органів керування, щілин, характерних для БЛА, що розкладається (призводить до зниження опору моделі відносно натурального ЛА).

4. ПОРІВНЯННЯ РОЗРАХОВАНИХ ЗА МЕТОДИКОЮ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИМИ ДАНИМИ

4.1. Порівняння розрахованих та експериментальних поляр

Порівняння залежностей коефіцієнту піднімальної сили від кута атаки для різних геометричних параметрів моделі БЛА наведено на рис. 4.1.1–4.1.3.

Порівняння абсолютних величин похідної c_y^{α} в діапазоні $0,45 \leq c_y \leq 0,75$ показано в табл. 4.1. Відносна похибка методу при визначенні c_y^{α} для випробуваних компоновок не перевищує 5,7 % і відповідає геометрії з максимально близьким розташуванням вихорів переднього крила до поверхні заднього.

Табл. 4.1. Визначення похідної коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки

	1-1 0 590	1-1 –5 590	1-1 –9 590
Теорія	0,0657	0,0736	0,0739
Експеримент	0,0697	0,0719	0,0733
Похибка, %	–5,7	+2,3	+0,8

Порівняння залежності аеродинамічної якості від коефіцієнту піднімальної сили наведено на рис. 4.1.4. Отримано узгодження теоретичних та експериментальних даних.

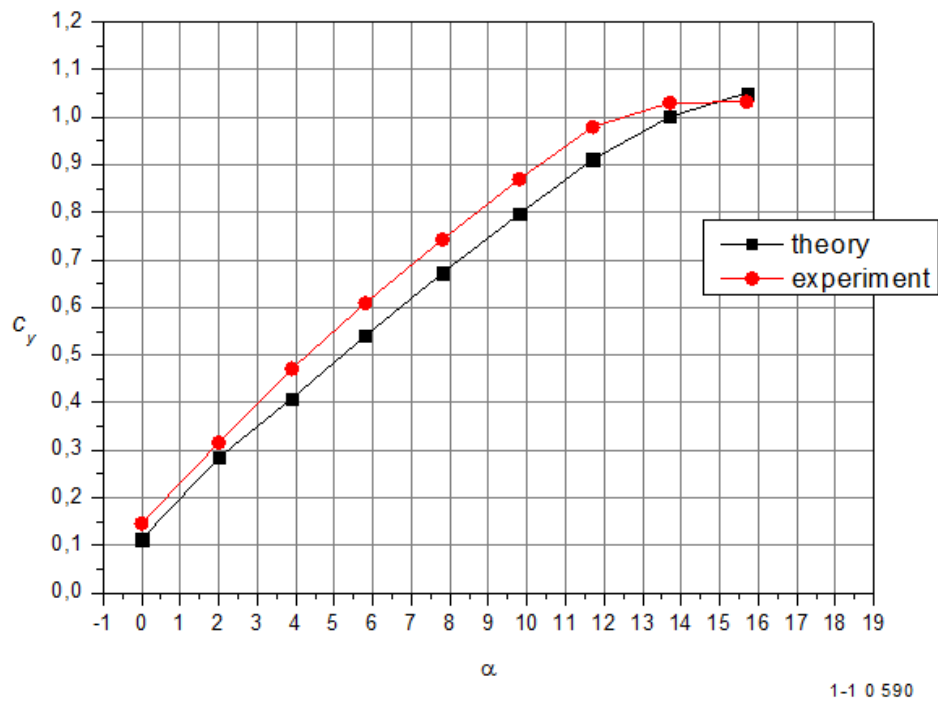


Рис. 4.1.1. Залежності коефіцієнта піднімальної сили для компоновки 1-1, $\psi_2 = 0^\circ$, $l_{x0} = 590$ мм

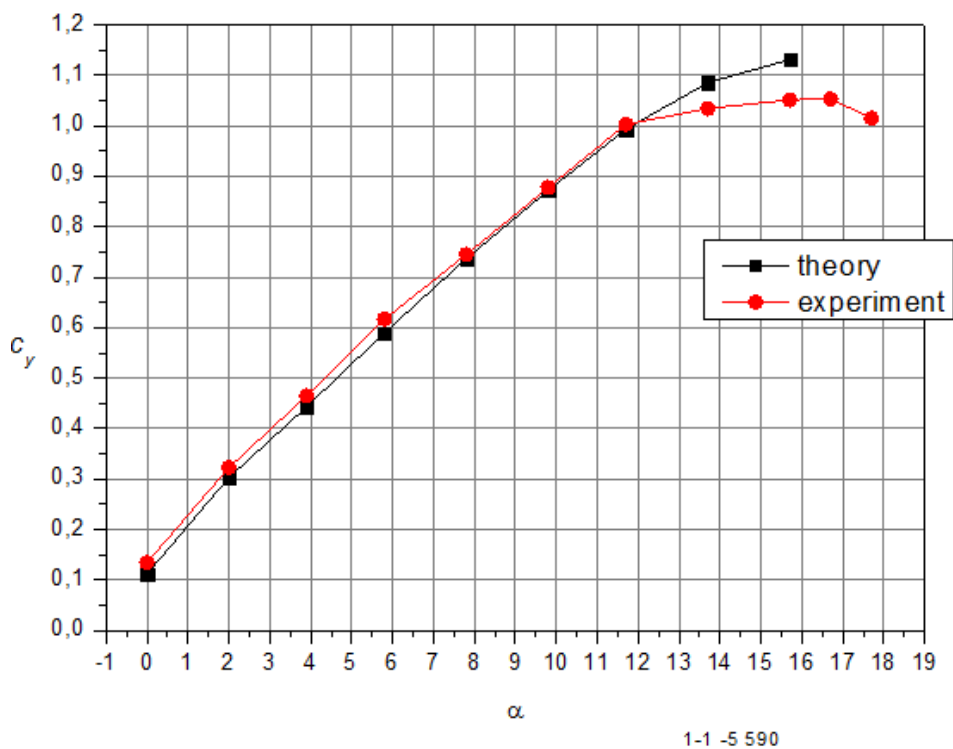


Рис. 4.1.2. Залежності коефіцієнта піднімальної сили для компоновки 1-1, $\psi_2 = -5^\circ$, $l_{x0} = 590$ мм

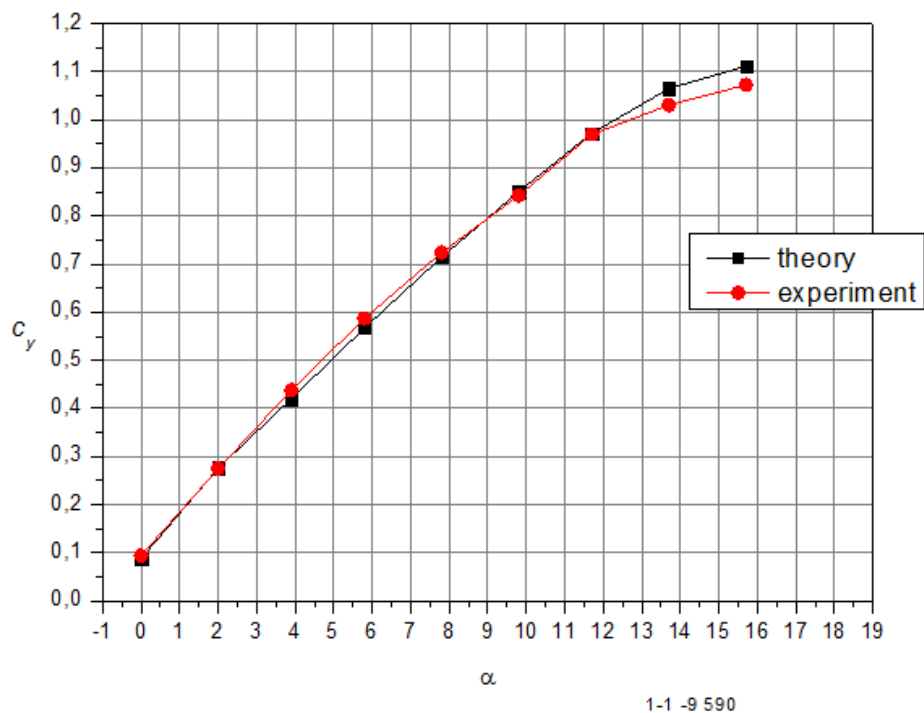


Рис. 4.1.3. Залежності коефіцієнта піднімальної сили для компоновки 1–1, $\psi_2 = -9^\circ$,
 $l_{x0} = 590$ мм

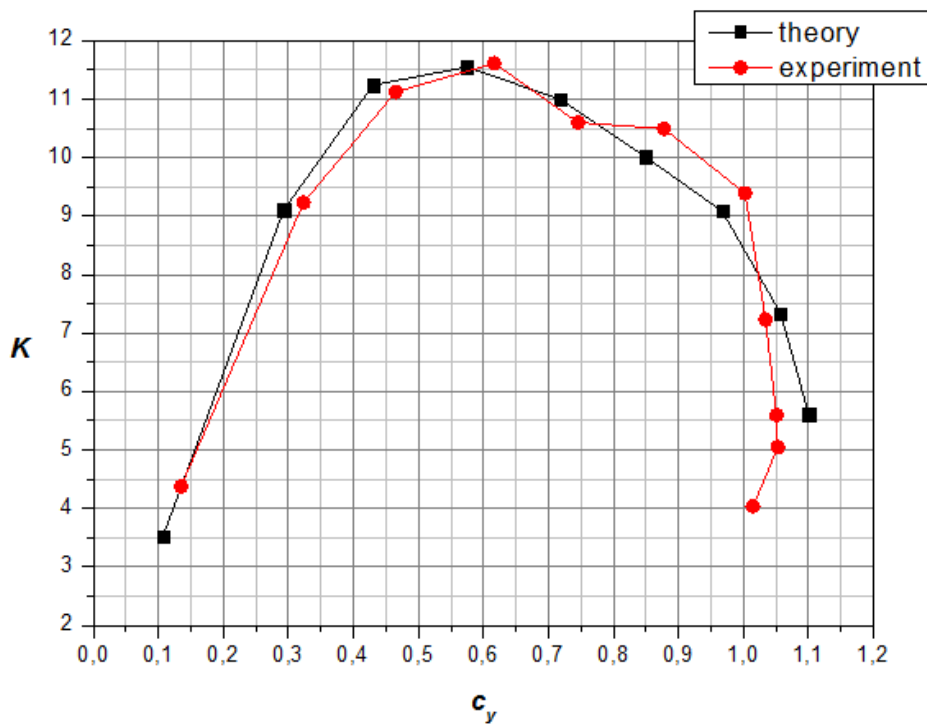


Рис. 4.1.4. Залежності аеродинамічної якості для компоновки 1–1, $\psi_2 = -5^\circ$,
 $l_{x0} = 590$ мм

4.2. Порівняння розрахованих та експериментальних характеристик поздовжньої стійкості

Результати розрахунку за наведеним аналітично-числовим методом та за матеріалами випробувань в аеродинамічній трубі наведено на рис. 4.2.1.

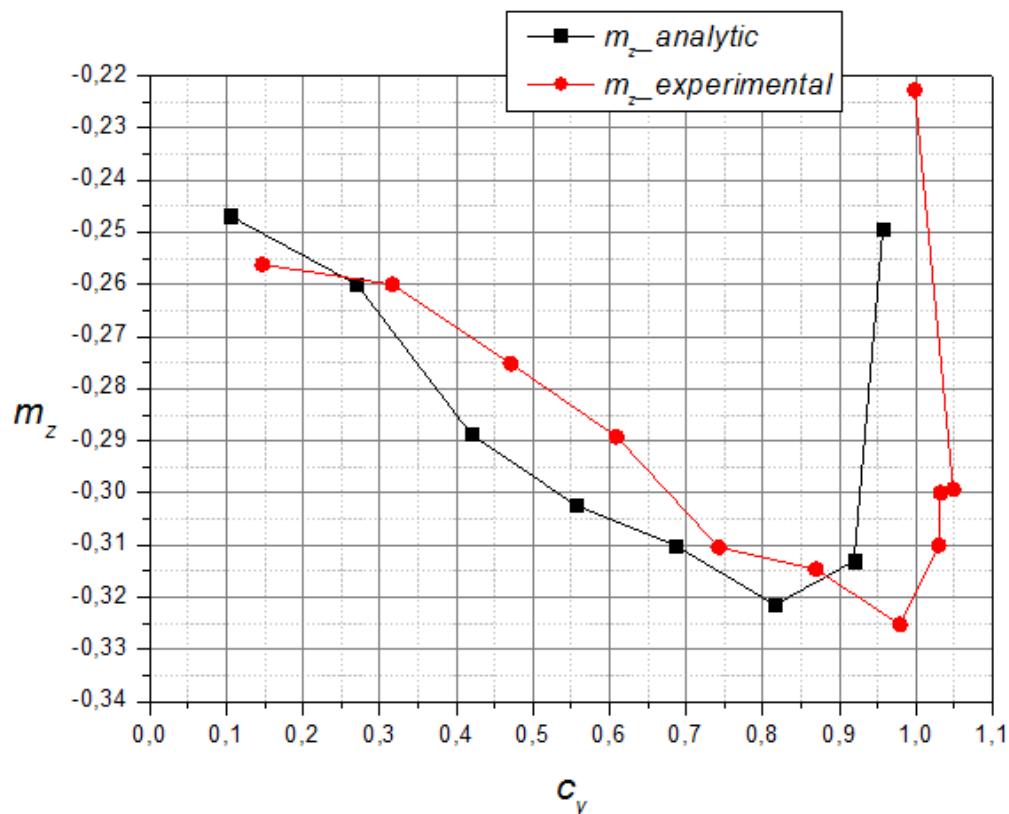


Рис. 4.2.1. Залежність $m_z(c_y)$ для компоновки 1–1, $l_{x0} = 590$ мм, $\psi_2 = 0^\circ$

4.3. Порівняння розрахованих та експериментальних характеристик бокової стійкості

Порівняння результатів розрахунку моменту крену з матеріалами випробувань в аеродинамічній трубі наведено на рис. 4.3.1.

Експеримент показує, що модель в компоновці «моноплан» є нестійкою за креном, а «тандем» – стійкою в діапазоні $-5^\circ < \beta < +5^\circ$. Без врахування інтерференції теоретичний розрахунок показує нейтральну стійкість моделі-тандему, а з

урахуванням інтерференції за наведеною методикою – ступінь поперечної статичної стійкості узгоджується з результатами випробувань.

Відмінність в абсолютних величинах між теорією та практикою зумовлена асиметрією моделі, а саме похибкою в кутах установлення консолей заднього крила, що, однак, не впливає на визначення похідної моменту крену, тобто ступеня поперечної статичної стійкості.

Також експеримент підтверджує підвищення поперечної стійкості при збільшенні винесення крила, що було прогнозовано аналітично.

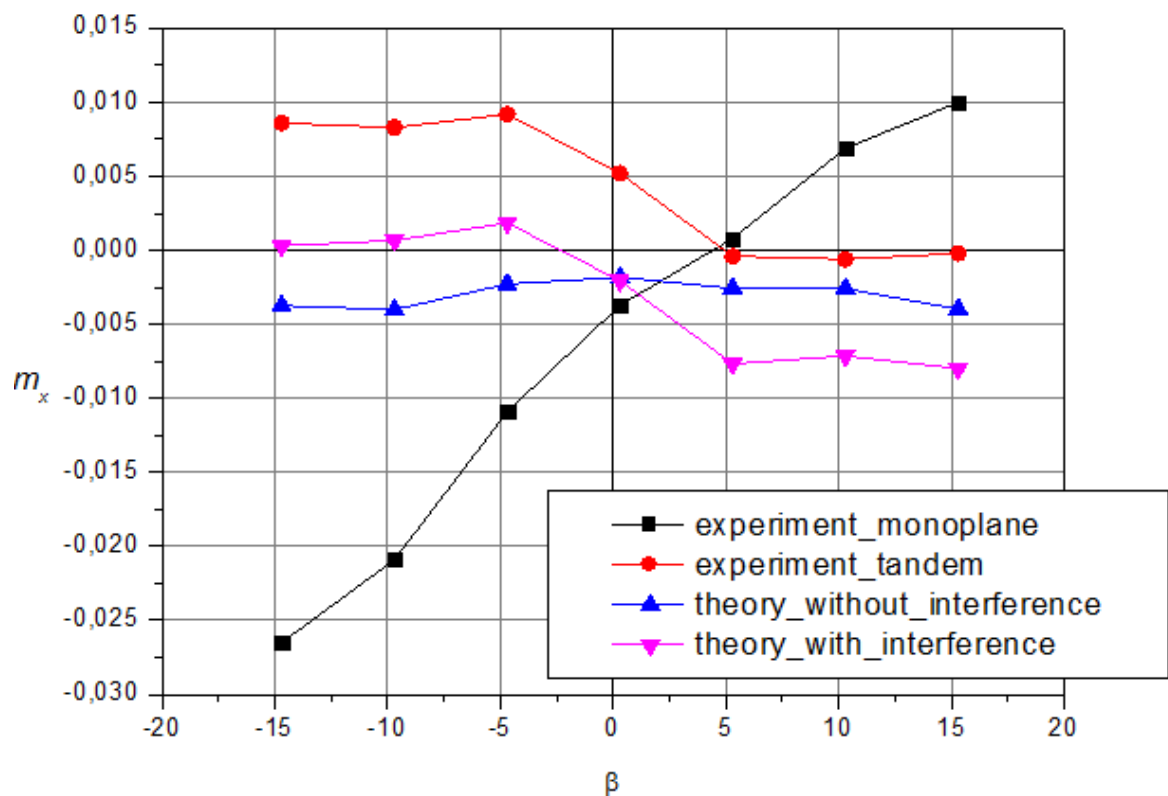


Рис. 4.3.1. Залежність $m_x(\beta)$ для компоновки 1–1, $l_{x0} = 590$ мм, $\psi_2 = 0^\circ$

При розрахунку поперечної стійкості ЛА схеми «тандем» врахування інтерференції крил обов’язково, так як її внесок в загальну стійкість дуже великий.

Шляхову стійкість обчислено на основі характеристик моноплану, для якого експериментально визначено $m_{yI}^\beta = -0,0065$ (табл. 4.2).

Експеримент підтверджує, що шляхова стійкість не залежить від винесення крила. Теорія та випробування показують досить точний збіг.

Табл. 4.2. Значення параметра m_y^B

l_{x0} , мм	390	490	590
Теорія	-0,00207	-0,00207	-0,00207
Експеримент	-0,00205	-0,00215	-0,0021

4.4. Порівняння розрахованих та експериментальних характеристик літального апарата з телескопічним крилом

Порівняння залежностей аеродинамічної якості, розрахованих за різними методиками визначення індуктивного опору, та експериментальних даних наведено на рис. 4.4.1. Очевидно, що включення методики Лемка або об'єднаної методики Мхітаряна та Ільюшка призводить до дуже близьких між собою результатів, які гарно узгоджуються з матеріалами трубних випробувань.

Врахування зміни профільного опору від числа Рейнольдса і відносної товщини профілю наближує теоретичні розрахунки до експериментальних незалежно від використаної методики визначення індуктивного опору (рис. 4.4.2).

Згідно експериментальних даних в діапазоні кутів атаки від 2 до 8 похідна коефіцієнта піднімальної сили моделі за кутом атаки дорівнює

$$c_y^a = 0,0922 \text{ 1/}^\circ \text{ – з базовим крилом}$$

$$c_y^a = 0,0960 \text{ 1/}^\circ \text{ – з телескопічним крилом.}$$

Три методики розрахунку індуктивного опору крила дають:

$$\text{Ільюшко: } c_y^a = 0,101 \text{ 1/}^\circ \text{ ;}$$

Ільющко + Мхітарян: $c_y^a = 0,0966 \text{ 1/}^\circ$;

Лемко: $c_y^a = 0,0967 \text{ 1/}^\circ$.

Знову друга та третя методики дають результати близькі між собою і до експериментальних даних.

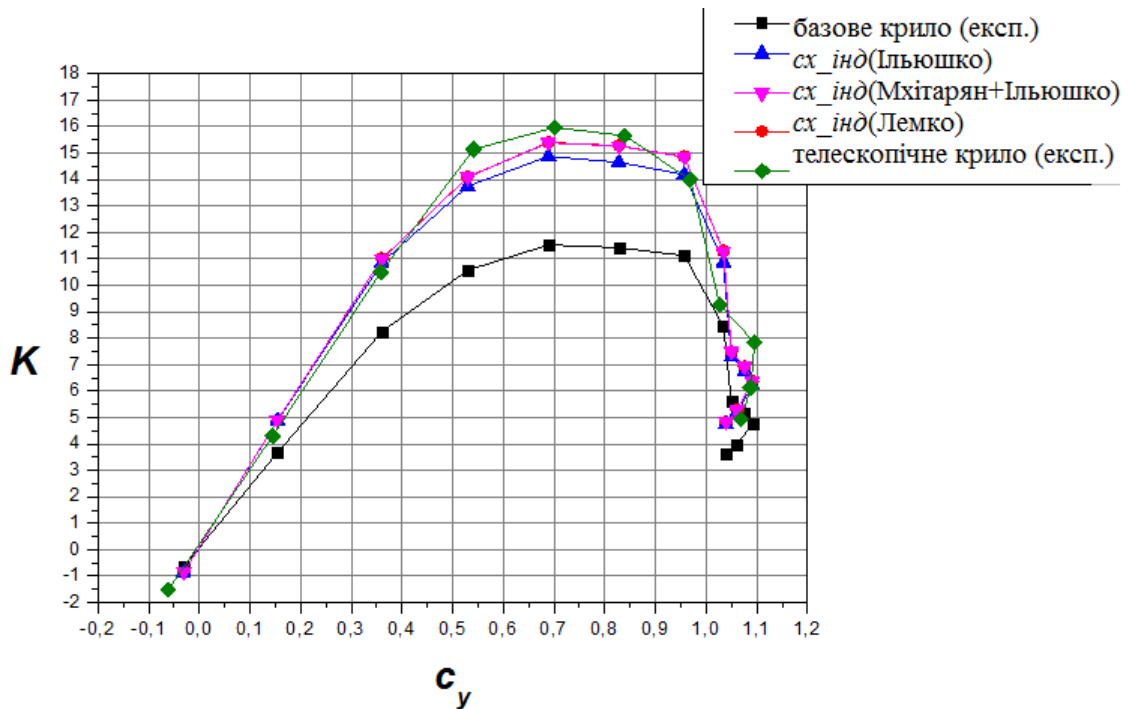


Рис. 4.4.1. Залежності аеродинамічної якості БЛА з телескопічним крилом

Можна зазначити, що нехтування впливом вихорів на стику основного та телескопічного крил (які мають збільшувати індуктивний опір та знижувати максимальну аеродинамічну якість) цілком себе виправдовує, так як методика загалом дещо знижує аеродинамічну якість в області максимальних значень.

Тобто вигреш в аеродинамічних характеристиках телескопічного крила порівняно з основним прямокутним є навіть дещо більшим за теоретично прогнозований.

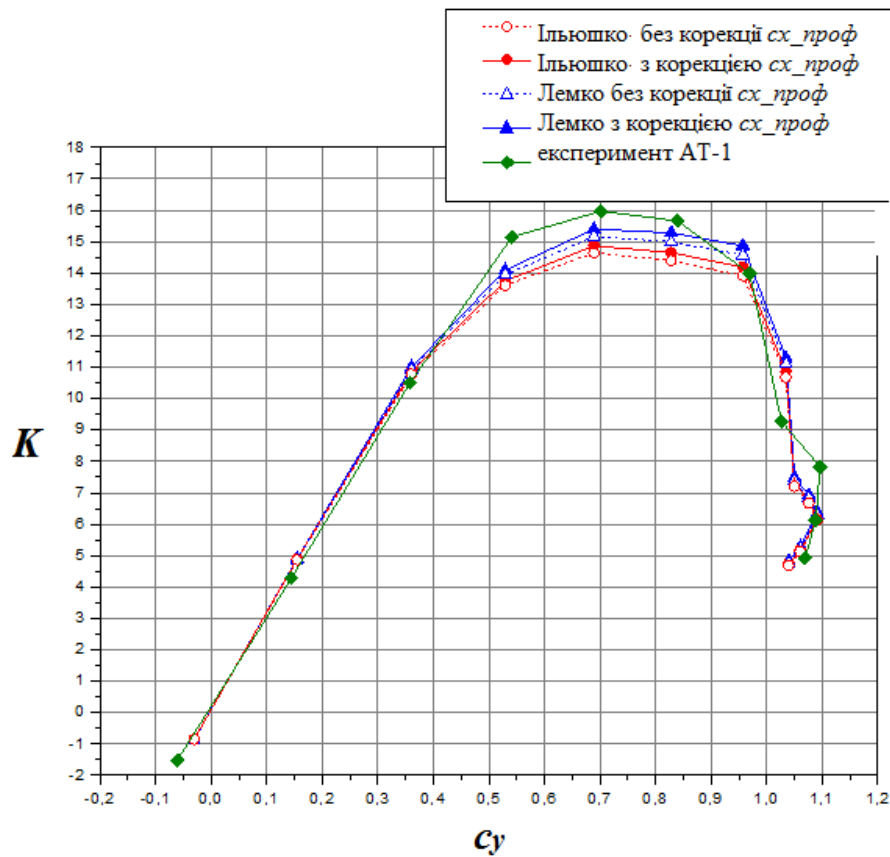


Рис. 4.4.2. Залежності аеродинамічної якості БЛА з телескопічним крилом з урахуванням поправки до профільного опору і без неї

Висновки по розділу 4

Порівняння показало узгодження між теоретичними і практичними результатами, зокрема:

- розрахованих та експериментальних поляр (похибка $c_y^\alpha < 5\%$, похибка $K_{max} < 10\%$),
- характеристик поздовжньої та бокової стійкості ($m_x^\beta < 10\%$, $m_y^\beta < 10\%$),
- аеродинамічних характеристик моделі з телескопічним крилом (похибка $K_{max} < 5\%$).

ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі викладено теоретичні, числові та експериментальні дослідження обтікання повітрям літального апарата схеми «тандем» в залежності від його геометричних характеристик та параметрів потоку, що має істотне значення для підвищення точності визначення аеродинамічних характеристик літального апарата на початкових стадіях його проектування.

Теоретичне значення отриманих результатів полягає у визначенні закономірностей впливу геометричних параметрів і ступеня турбулентності потоку на аеродинамічні характеристики літального апарата схеми «тандем».

Практичне значення отриманих результатів полягає у підвищенні достовірності прогнозувань аеродинамічних характеристик літальних апаратів схеми «тандем» на початкових стадіях їх проектування.

На підставі результатів проведених наукових досліджень можна зробити висновки:

1. Розроблено аналітично-числовий метод визначення стаціонарних аеродинамічних характеристик літального апарату схеми «тандем», що дозволяє уточнити розрахунок поздовжніх характеристик порівняно з класичним методом і вперше розраховувати бокові характеристики з урахуванням інтерференції переднього та заднього крил.

2. Вперше аналітично та експериментально досліджено аеродинамічні характеристики безпілотного літального апарату схеми «тандем» класу «мікро» з телескопічними крилами. При порівнянні з експериментальними даними визначено найбільш точні методи розрахунку індуктивного опору складного крила в плані при низьких числах Рейнольдса.

3. Запропоновано спосіб побудови аеродинамічного профілю для літального апарата схеми «тандем» в умовах низьких чисел Рейнольдса, який порівняно з найближчими аналогами забезпечує при незмінній максимальній аеродинамічній

якості приріст максимального коефіцієнту піднімальної сили та зменшення балансувальних втрат.

4. Вперше досліджено вплив початкового ступеня турбулентності та геометричних параметрів БЛА схеми «тандем» на інтерференцію несучих поверхонь, що дозволило визначити поправки до профільного опору заднього крила, які відрізняються від поправок, прийнятих для переднього крила.

5. Вперше виведено критерії подібності вихрових систем ЛА схеми «тандем», що дозволяють порівнювати результати визначення індуктивного опору моделей навіть при відсутності їх повної геометричної подібності.

6. Розроблене програмне забезпечення, що дозволяє оперативно розраховувати аеродинамічні характеристики літального апарату схеми «тандем» на початкових стадіях проектування.

7. В аеродинамічній трубі проведено експериментальні дослідження, які виявили нові закономірності впливу геометричних параметрів на аеродинамічні характеристики: якщо розмах заднього крила більше, ніж переднього, ефективність поперечного V крила зростає при збільшенні поздовжнього винесення.

8. Результати аналітико-числових досліджень підтверджуються матеріалами випробувань в сертифікованій аеродинамічній трубі, а також результатами льотних випробувань.

9. Результати дисертаційної роботи впроваджені при виконанні науково-дослідницьких робіт по створенню безпілотних літальних апаратів в ДП «ГосККБ «Луч» (Акт впровадження від 16.06.2015 р.), в ДП «ДКБ авіації загального призначення» (Акт впровадження від 03.06.2015 р.).

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

- [01] Беспилотные летательные аппараты: Методы приближенных расчетов основных параметров и характеристик [Текст] / Под общ. ред. В. И. Силкова. – К. : ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302 с.
- [02] Cambone, S. A. Unmanned aircraft systems (UAS) Roadmap 2005–2030 / S. A. Cambone. – Washington, Office of the Secretary of Defence, 2005. – 213 p.
- [03] Даник, Ю.Г. Безпілотні літальні апарати: означення. Класифікація, стан та перспективи розвитку і використання [Текст] / Ю. Г. Даник // Космічна наука і технологія. – 2008. – №1. – С.30–43.
- [04] van Blyenburgh, P. UAV Systems : Global Review / P. van Blyenburgh // Avionics'06 Conference Amsterdam. – The Netherlands, March 9, 2006. – P. 52.
- [05] Шмитц, Ф. В. Аэродинамика малых скоростей [Текст] пер. с нем./ Ф. В. Шмитц. – М. : ДОСААФ, 1963. – 60 с.
- [06] Пошаговое руководство по расчету легкого самолета [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://vzletim.aero/upload/iblock/9c7/yzamhwwdn%20xxaymtwuttx%20sg%20hkaqjfr%20fugntdu%20uuybpufc.pdf> – 09.03.2015
- [07] Бауэрс, П. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] пер. с англ. / П. Бауэрс– М. : Мир, 1991. – 320 с.
- [08] Соболев, Д. А. Самолеты особых схем [Текст] / Д. А. Соболев. – 2-е изд. перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1989. – 176 с.
- [09] Экраноплан – новый вид водного транспорта. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ekranoplan-ru.narod.ru/C2.htm> – 09.03.2015.
- [10] Летательные аппараты [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://aeroclub.com.ua/?module=articles&c=La&b=3&a=2> – 09.03.2015

[11] *Шахов, В. Г.* Аэродинамические усовершенствования и схемы летательных аппаратов [Текст] / В. Г. Шахов. – Куйбышев, Куйбышевский авиационный институт им. С. П. Королева, 1984. – 70 с.

[12] Scaled Composites АТТТ. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:

avia-museum.narod.ru/usa/rutan_attt.html – 09.03.2015

[13] Погодин В. Тандем - новое слово в авиации? [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://dlib.eastview.com/browse/doc/6439130>, электронная версия журнала «Крылья родины», 2004-05-31 – 09.03.2015

[14] Air Vehicle Systems. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.aerosciences.com.au/AirVehicles.htm – 09.03.2015

[15] Авиационная энциклопедия: уголок неба. Proteus. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.airwar.ru/enc/xplane/proteus.html – 09.03.2015

[16] Sklar, M. Diversity in design / Integrated defense systems. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2006/december/i_ids03.pdf – 09.03.2015

[17] DraganFly Tango. Innovative UAV Aircraft & Aerial Video Systems™ [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.draganfly.com/uav-airplane/tango/specifications/ – 09.03.2015

[18] Switchblade: Not a UAV to Mess With. March, 10, 2009. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.deepbluehorizon.blogspot.com/2009/03/switchblade-not-uav-to-mess-with.html – 09.03.2015

[19] Двухкрыльевая система с положительной интерференцией RU2381142. В64С3/00 (2006.01) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://bd.patent.su/2381000-2381999/pat/servlet/servlet1bf8.html> – 09.03.2015

[20] NavalDrones. Coyote. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.navaldrones.com/Coyote.html> – 09.03.2015

[21] Mortimer, G. Piranha Terminal Guidance Testing A Hit. 16 January 2012. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.suasnews.com/2012/01/11262/piranha-terminal-guidance-testing-a-hit/> – 09.03.2015

[22] Dubai airshow 2011: adcom unveils united 40 male uav. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://en.ruvsa.com/news/unmanned_systems_development/dubai_airshow_2011_adcom_unveils_united_40_male_uav/ – 09.03.2015

[23] НИИ ПФМ ХАИ – Многофункциональная модульная беспилотная авиационная система. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://niipfm.khai.edu/ru/site/mnogofunktionalnaya-modu.html> – 14.05.2015.

[24] Гребеников, А.Г. Проблемы создания беспилотных авиационных комплексов в Украине [Текст] / А.Г. Гребеников, А.К. Мялица и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологиию. – № 42, 2009 – С. 111–119.

[25] Treble, M.UAV body. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.marctreble.com/portfolio/glare/> – 09.03.2015.

[26] Cohen, E. FDM Telescoping Wing UAV. September 14, 2013 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://diydrones.com/profiles/blogs/fdm-telescoping-wing-uav>. – 09.03.2015.

[27] Сутугин, Л. И. Основы проектирования самолетов [Текст] / Л. И. Сутугин. – М. : Оборонгиз, 1945. – 268 с.

[28] Krönke, I. Measurement of extreme aerodynamic interference forces acting on circular cylinders in turbulent boundary layers [Text] / I. Krönke, H. Sockel // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics 95. – Volume 95, Issues 9. – 11, October 2007 – P. 1229–1241.

[29] Canard (aeronautics) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.absoluteastronomy.com/topics/Canard_\(aeronautics\)](http://www.absoluteastronomy.com/topics/Canard_(aeronautics)) – 09.03.2015.

[30] *Байтеряков, В. А.* Расчетные исследования интерференции двух тонких профилей в идеальной несжимаемой жидкости [Текст] / В. А. Байтеряков. – М. : Изд. отдел ЦАГИ, 1974. – 64 с.

[31] *Бобарика, И. О.* Выбор рациональных параметров экраноплана схемы «утка» с учетом интерференции несущих поверхностей, автореф. дис. к. т. н. [Текст] / И. О. Бобарика. – Красноярск, 2010. – 24 с.

[32] *Байдаков, В. Б.* Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов [Текст] / В. Б. Байдаков, А. С. Клунов. – М. : Машиностроение, 1979. – 344 с.

[33] *Петров, К. П.* Аэродинамика элементов летательных аппаратов [Текст] / К. П. Петров. – М. : Машиностроение, 1985. – 272 с.

[34] *Калугин, В. Т.* Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов [Текст] / В. Т. Калугин. – М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. – 688 с.

[35] RU 2102287. В64С39/08. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ru-patent.info/21/00-04/2102287.html> – 09.03.2015.

[36] *Joerg, G. W.* Ram wing and ground effect craft [Text] / G. W. Joerg // Proceedings of the Symposium, London, England, May 19, 1987 (A88-32697 12-31). London, Royal Aeronautical Society, 1987. – P. 87–109.

[37] *Ahmed, M. R.* Experimental investigation of the aerodynamic characteristics of a tandem wing configuration in close ground proximity [Text] / M. R. Ahmed, Ya. Kohama // JSME International Journal. Series B. Vol. 42. No. 4. 1999. – P. 612–618.

[38] *Lehmann, F-O.* Wing-wake interaction reduces power consumption in insect tandem wings [Text] / F-O. Lehmann // Experiments in Fluids Volume 46, Issue 5, 2008. – P. 765–775.

[39] *Muraoka, K.* Quad tilt wing VTOL UAV: Aerodynamic characteristics and prototype flight test [Text] / K. Muraoka, N. Okada, D. Kubo//

AIAA Infotech Aerospace conference and Unmanned...Unlimited conference, 6–9 April 2009, Seattle, Washington. – P. 1.

[40] *Болонкин, А. А.* Теория летающих моделей [Текст] / А. А. Болонкин. – М. : ДОСААФ, 1962. – 328 с.

[41] *Репик, Е. У.* Влияние турбулентности потока на результаты весовых измерений в аэродинамических трубах [Текст] / Е. У. Репик, Ю. П. Соседко – Труды Центрального Аэро-гидродинамического института им. проф. Н. Е. Жуковского, вып. 1636 – М. : Издательский отдел ЦАГИ, 1975 – 20 с.

[42] [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://yarchive.net/air/canard.html> – 09.03.2015.

[43] Что такое экраноплан? [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://vpk.name/blog/chto_takoe_ekranoplan/ – 09.03.2015.

[44] *Остославский, И. В.* Продольная устойчивость и управляемость самолета [Текст] / И. В. Остославский, Г. С. Калачев. – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1951. – 368 с.

[45] *Юрьев, Б. Н.* Экспериментальная аэродинамика [Текст]. В 2 ч. Ч. 2 «Индуктивное сопротивление» / Б. Н. Юрьев. – М. : НКОП СССР, 1938. – 275 с.

[46] *Butler, G. F.* Effect of Downwash on the Induced Drag of Canard-Wing Combinations [Text] / G. F. Butler. – Engineering Notes, Vol. 19, No. 5. – London, 1981. – P. 410–411.

[47] *Лапин, Ю. В.* Статистическая теория турбулентности (прошлое и настоящее – краткий очерк идей) [Текст] / Ю. В. Лапин // Научно-технические ведомости. Издательство политехнического университета. Вып. 2. – СПб, СПбГПУ, 2004.

[48] *Мхитарян, А. М.* Аэродинамика [Текст] / А. М. Мхитарян. – М. : Наука, 1974. – 448 с.

[49] *Hoerner, S. F.* Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance [Text] / Dr. Sighard F. Hoerner. – Hoerner Fluid dynamics, Bricktown, New Jersey, 1965.

[50] *Кривохатко, І. С.* Дослідження впливу початкового ступеня турбулентності потоку на аеродинамічні характеристики системи двох профілів [Текст] / І. С. Кривохатко, О. М. Масько, В. В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов. – Сборн. науч. Труд. НАУ им. Жуковского «ХАИ». Вып. 2 (70) – Х. : ХАИ, 2012.

[51] *Кривохатко, І. С.* Критерії подібності вихрових систем літальних апаратів схеми «тандем» [Текст] / І. С. Кривохатко, В. В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов: сб. науч. тр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Є. Жуковського «ХАИ». – Харків, 2014. – Вып. 4 (80). – С. 64–74.

[52] *Вотяков, А. А.* Аэродинамика и динамика полета самолета [Текст] / А. А. Вотяков, Н. Т. Каюнов. – М. : Издательство ДОСААФ, 1975. – 296 с.

[53] *Попов, А. К.* Влияние регулярных вихревых возмущений приводного слоя атмосферы на аэродинамические характеристики тонкого крыла: автореф. дис. на соиск. зван. к. т. н. [Текст] / А. К. Попов. – Иркутск, 1999. – 120 с.

[54] *Торенбик, Э.* Проектирование дозвуковых самолетов [Текст]: пер. с англ. / Э. Торенбик. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.

[55] *Вотяков, В. Д.* Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем [Текст] В 2 ч. Ч. 1 «Аэродинамика» / В. Д. Вотяков. – ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – 654 с.

[56] Комплексный учет весовой и аэродинамической эффективности крыльев в проектировании самолетов [Текст] / А. А. Вырыпаев, Д. М. Козлов,

В. А. Комаров, Д. С. Кузнецов // «Полет», №10 (2010). – М. : Машиностроение, 2010.

[57] *Самойлович, О. С.* Формирование области существования самолета в пространстве обобщенных проектных параметров [Текст] : учеб. пособие / О. С. Самойлович – М. : МАИ, 1998. – 55 с.

[58] *Лемко, О. Л.* Математическая модель формирования аэродинамического облика летательного аппарата по критерию максимального аэродинамического качества [Текст] / О. Л. Лемко, В. В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов: сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2011.– Вып. 1 (65) – С. 29–37.

[59] *Кривохатко, І. С.* Аналіз аеродинаміки малого безпілотного літального апарату з телескопічним крилом [Текст] / І. С. Кривохатко // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов: сб. науч. тр. / М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2013.– Вып. 3 (75). – С. 28–39.

[60] *Kryvokhatko, I. S.* Experimental Investigation Of Aerodynamic Performance Of A Small Uav With A Telescopic Wing [Text] / I. S. Kryvokhatko, V. V. Sukhov // Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Developments Proceedings (APUAVD), IEEE 2nd International Conference, Kyiv, 15–17 Oct. 2013. – Kyiv, 2013. – P. 17–20.

[61] Defense Update. International, online defense magazine [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://defense-update.com/products/m/maverick.htm>. – 05.06.2014 г.

[62] *Кривохатко, І. С.* Определение аэродинамических характеристик летательного аппарата с крылом сложной формы в плане при низких числах Рейнольдса / І. С. Кривохатко, В. В. Сухов // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. / М-во освіти і науки

України, Нац. аерокосм. ун-т ім. Н. Є. Жуковського «ХАІ». – Харків, 2014.– Вип. 5(112). – С. 79–85.

[63] Пат. 93409 Україна, МПК В64С 3/54, В64С 3/56 (2006.01). Телескопічне крило літального апарата [Текст] / І. С. Кривохатько, О. М. Масько, В. В. Сухов, заявник та власник «Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – № у 2014 05194 ; заяв. 16.05.2014 ; опубл. 25.09.2014, Бюл. № 18. – 10 с. : іл.

[64] *Кашафутдинов, С. Т.* Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей [Текст] / С. Т. Кашафутдинов, В. Н. Лушин. – Новосибирск, Сибирский НИИ авиации им. С. А. Чаплыгина, 1994. – 76 с.

[65] Пат. 75557 Україна, МПК В64С 11/00, В64С 27/467. Аеродинамічний профіль несучого елемента літального апарата [Текст] / І. С. Кривохатько, В. В. Сухов, заявник та власник «Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут». – № у 2012 04892 ; заяв. 18.04.2012 ; опубл. 10.12.2012, Бюл. № 23. – 6 с. : іл.

[66] Энциклопедия техники [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/1645/dic.nsf/enc_tech/1645/Аэродинамическая. – 19.05.2012.

[67] Encyclopedia of Environmetrics. Volume I [Text] / Edited by Abdel H. El-Shaarawi and Walter W. Piegorsch. – Chichester, John Wiley & Sons, Ltd, 2002.

[68] Holmes, J.D. Atmospheric boundary layers and turbulence I [Text] / Dr. J.D. Holmes – Wind loading and structural response, Lecture 6.

[69] Беспилотные летательные аппараты «Орлан» [Електронний ресурс]. – Режим доступу: http://bla-orlan.ru/index.php/default/catalog/bla.html?bla_max_veter=25 –19.05.2012.

[70] Patel, C.K. Extracting energy from atmospheric turbulence [Text] / C.K. Patel, H.-T. Lee, I.M. Kroo. – XXIX OSTIV Congress, Lüsse-Berlin, Germany, August 2008.

[71] *Кривохатько, І. С.* Візуалізація вихрової системи літальних апаратів схеми «тандем» та визначення їх аеродинамічних характеристик [Текст] / І. С. Кривохатько, В. В. Сухов // Міжнар. наук.-техн. конф. «Проблеми та перспективи розвитку авіації та космонавтики», Київ, Національний авіаційний університет, 23–24 жовтня 2013 р. – К., 2013. – С. 88.

[72] *Masko, O. M.* Experimental research of tandem-scheme UAV model aerodynamic characteristics [Text] / O. M. Masko, I. S. Kryvokhatko, V. V. Sukhov // Transactions of the Institute of Aviation. Prace Instytutu Lotnictwa – Warsaw, 2014. – No. 4 (237). – P. 63–75.

ДОДАТКИ

ДОДАТОК А



Рис. 1.1. Зовнішній вигляд літака «Quickie»

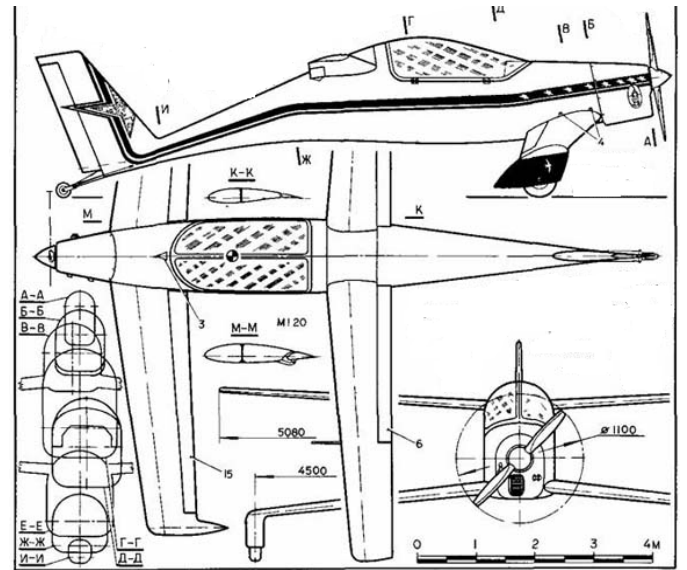


Рис. 1.2. Креслення літака «А-8»

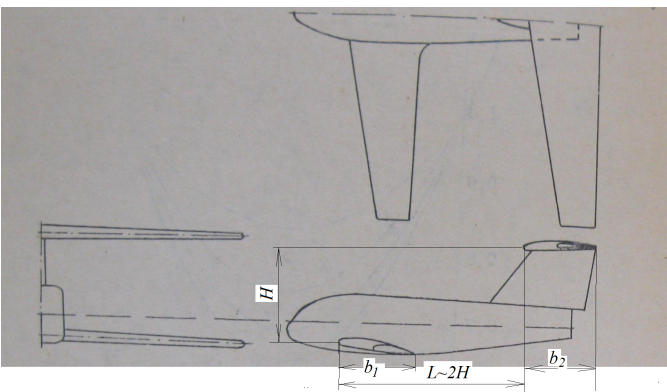


Рис. 1.3. Модель схеми «тандем», досліджена компанією «Воут»

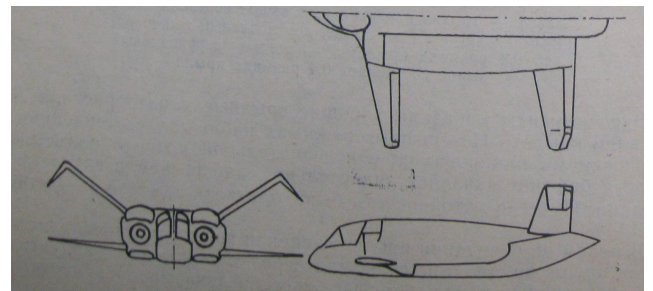


Рис. 1.4. Проект №1 літака схеми «тандем» фірми «Воут»

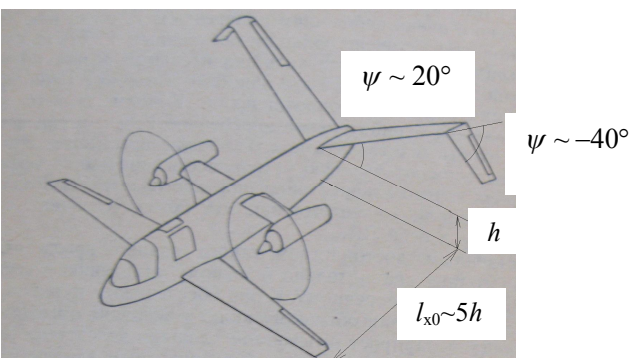


Рис. 1.5. Проект №2 літака фірми «Воут»



Рис. 1.6. Дослідний зразок літака АТТТ

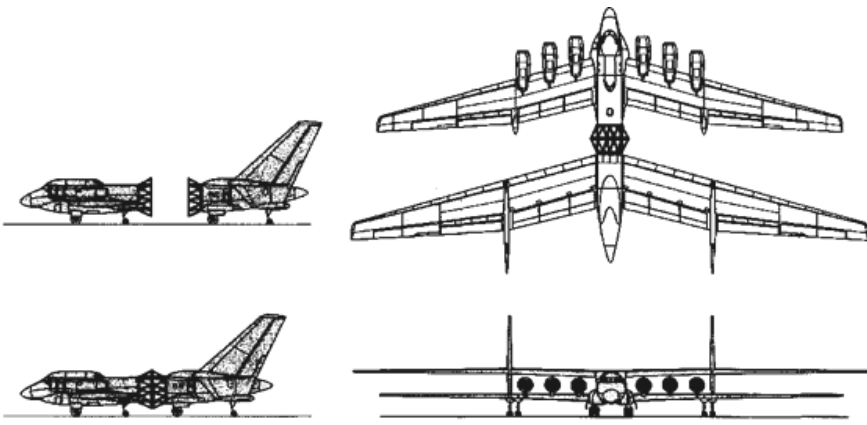


Рис. 1.7. Проект «52» транспортного літака
КБ Мясищева



Рис. 1.8. Проект БЛА
«Aerospace Sciences Corporation»



Рис. 1.9. Експериментальний літак «Proteus»



Рис. 1.10. Концептуальна схема
конвертиплана «Quad TiltRotor»

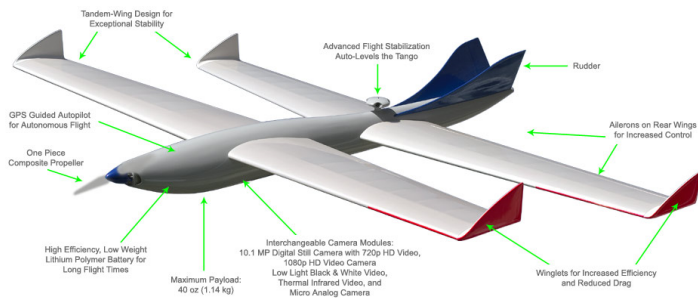


Рис. 1.11. БЛА «Draganfly Tango»



Рис. 1.12. БЛА «Switchblade»

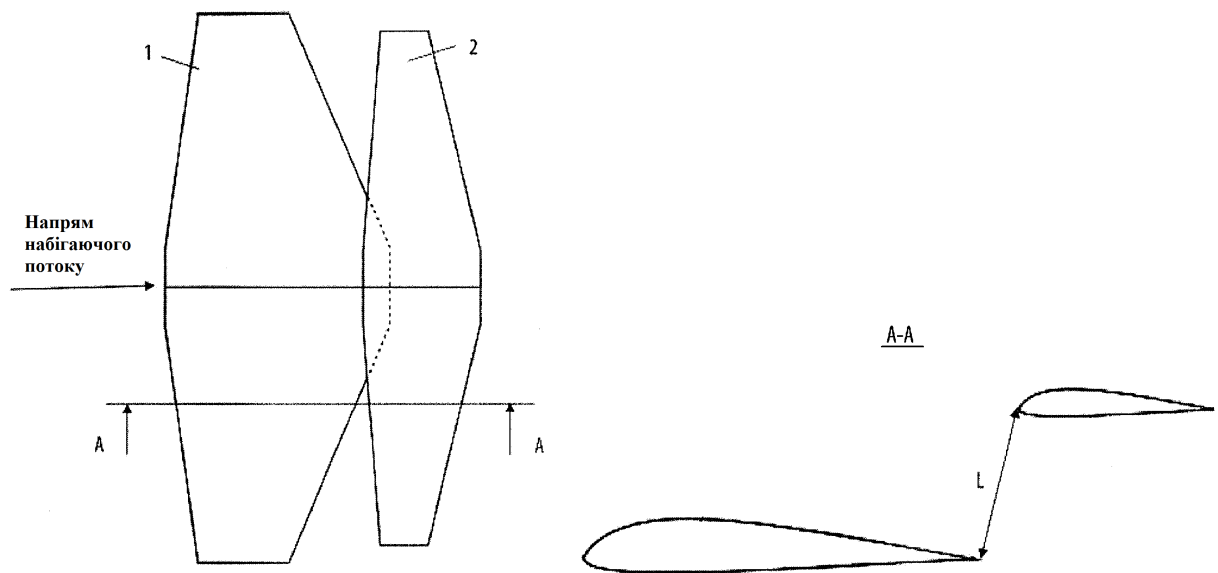


Рис. 1.13. Система двох крил з позитивною інтерференцією,
1 – переднє крило, 2 – заднє крило

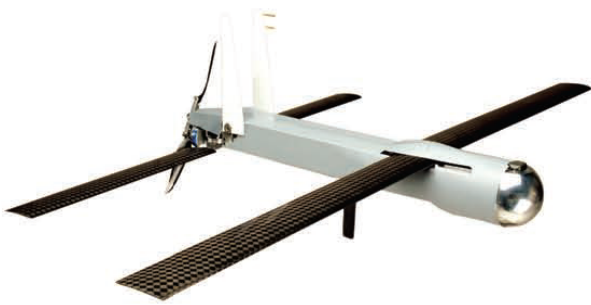


Рис. 1.14. БЛА «Coyote»



Рис. 1.15. БЛА «Piranha»



Рис. 1.16. БЛА «United 40 MALE UAV»



Рис. 1.17. БЛА «Поиск-2»

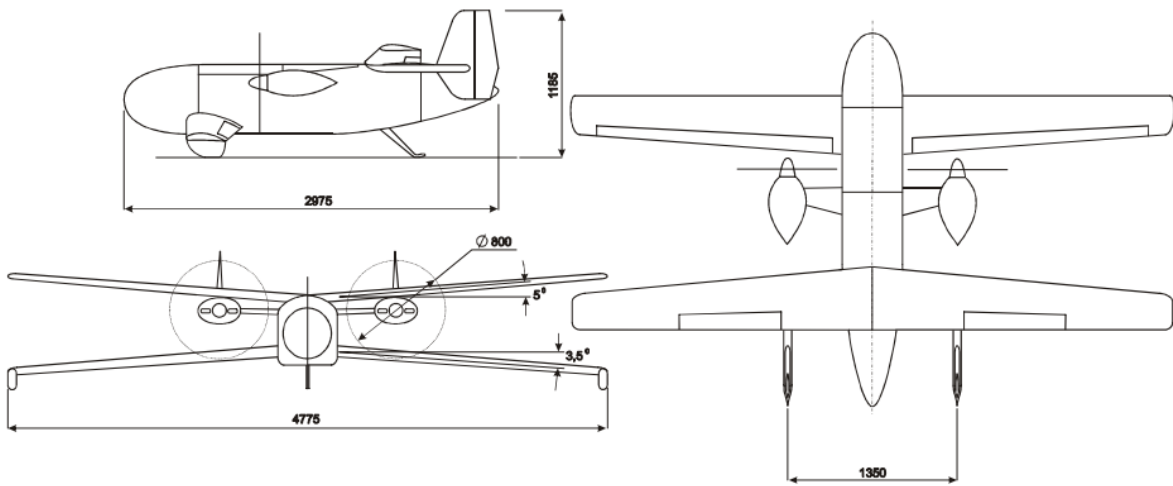


Рис. 1.18. Загальний вигляд БЛА «Інспектор-1»

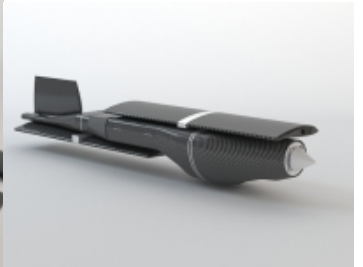
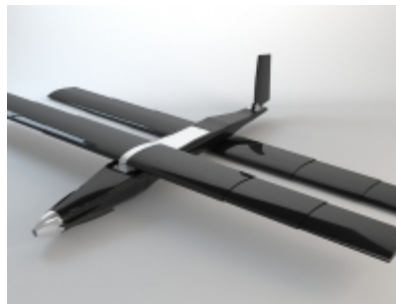
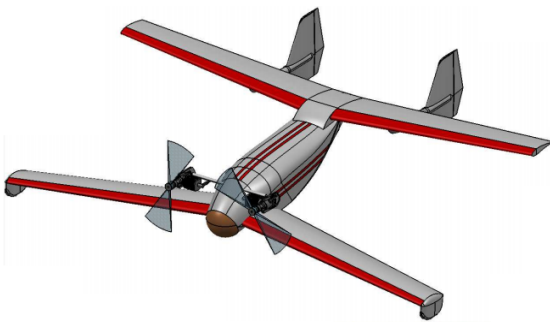


Рис. 1.19. Майстер-геометрія БЛА «Пчелка» Рис. 1.20. Планери мікро-БЛА



Рис. 1.21. БЛА Diy Drone

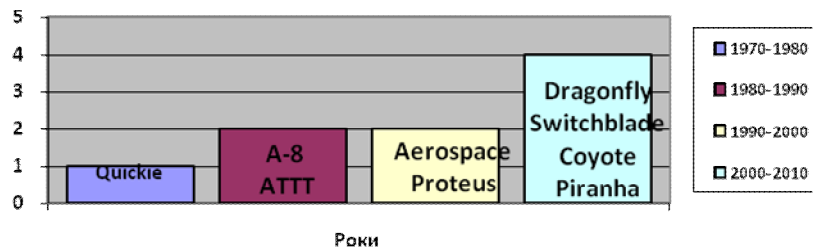


Рис. 1.22. Кількість ЛА схеми «тандем», що (США) пройшли льотні випробування

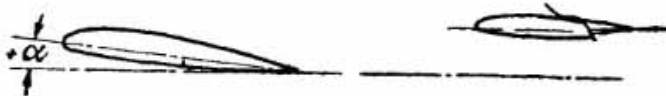


Рис. 1.23. Додатній кут деградації

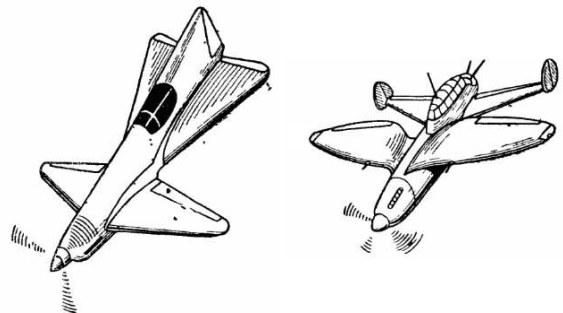


Рис. 1.24. ЛА з кінцевими шайбами замість ВО

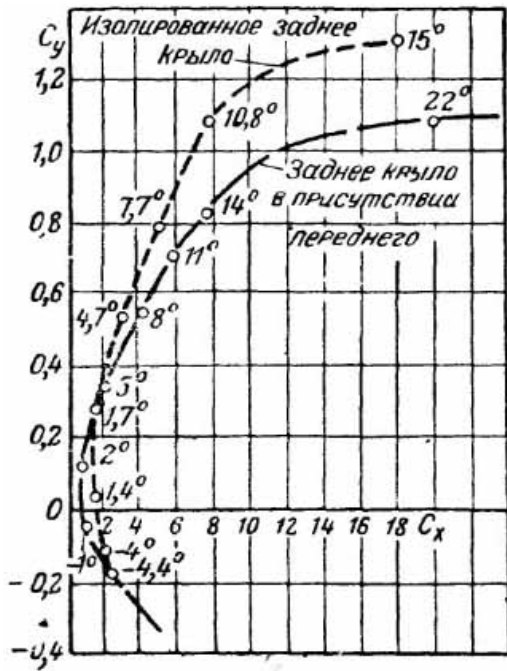


Рис. 1.25. Поляри заднього крила (ізолюваного і в присутності переднього)

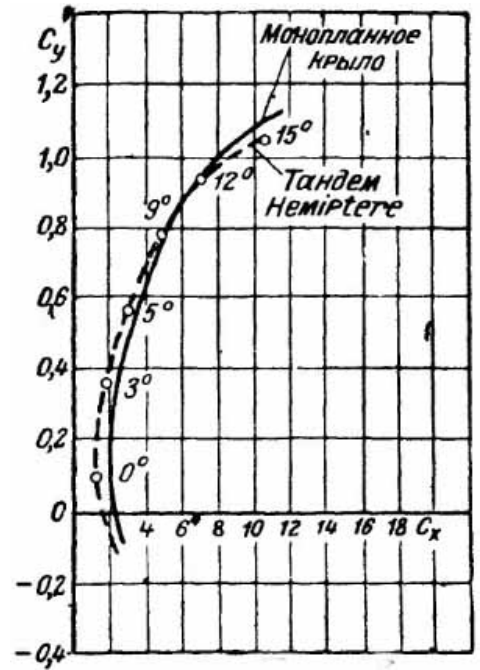


Рис. 1.26. Поляри літаків схеми «тандем» і «моноплан»

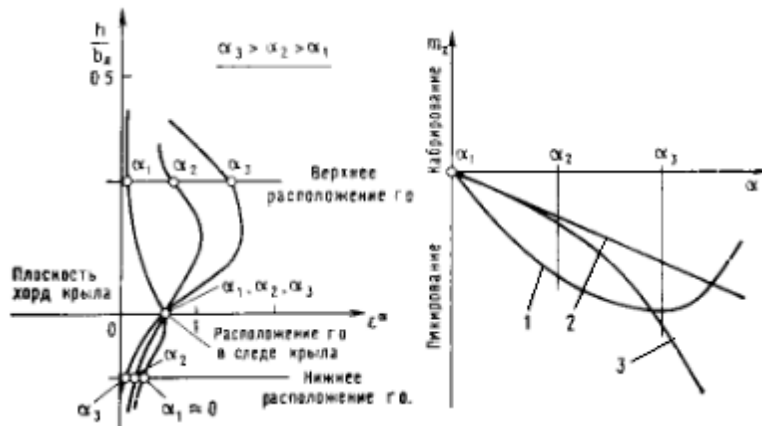


Рис. 1.27. Скіс потоку за крилом та моментні характеристики літака з урахуванням інтерференції крила та горизонтального оперення: 1 – верхнє розташування ГО; 2 – в сліді за крилом; 3 – нижнє розташування ГО

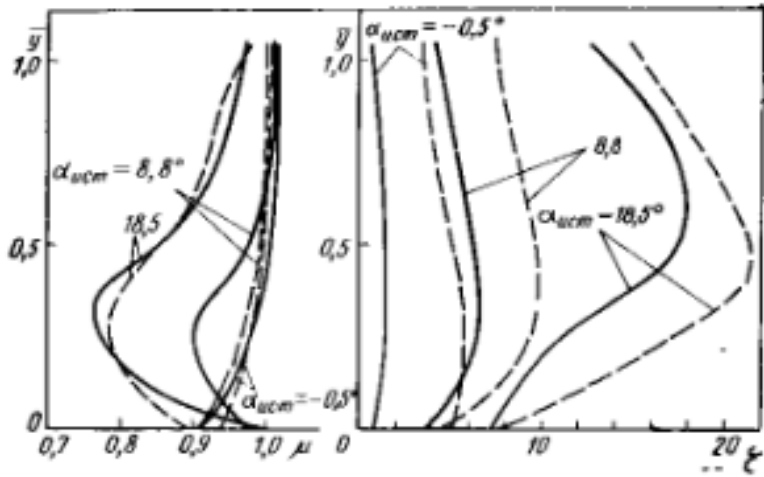
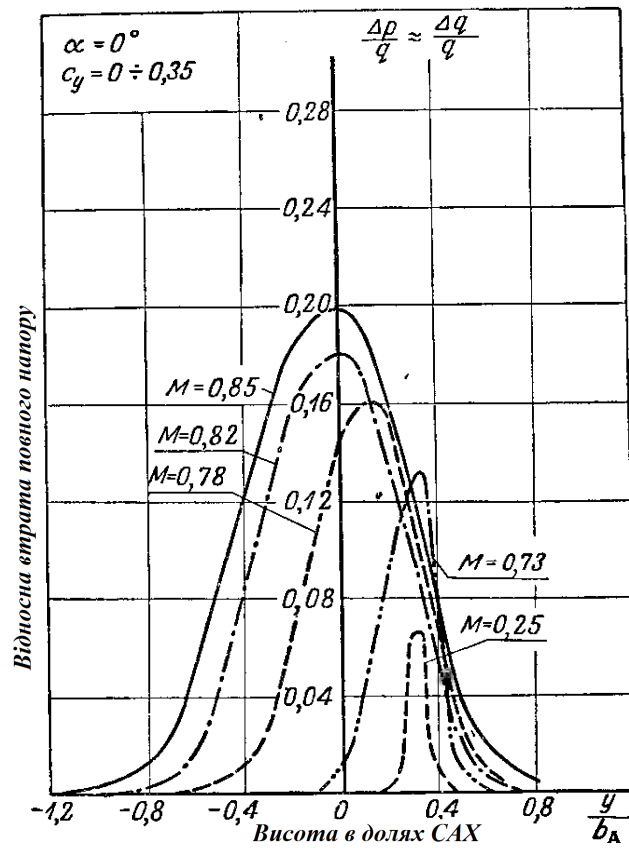
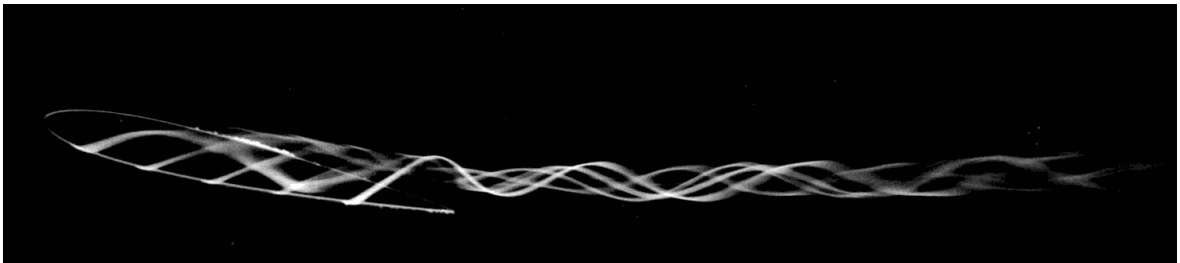


Рис. 1.28. Скіс ϵ та гальмування потоку μ за крилом в області розташування горизонтального оперення за стрілоподібним крилом ($\lambda = 4, \chi = 45^\circ, \eta = 2$) при різних кутах атаки (_____ $\delta_{uc} = 0^\circ$, ---- $\delta_{uc} = 50^\circ$)



Рис. 1.29. Гальмування та скіс потоку на задньому крилі

Рис. 2.1. Гальмування потоку ($1 - k_V$)Рис. 2.2. Візуалізація кінцевого вихору прямокутного крила (видовження 4, профіль NASA0012, кут атаки 12°) [12, с. 53]

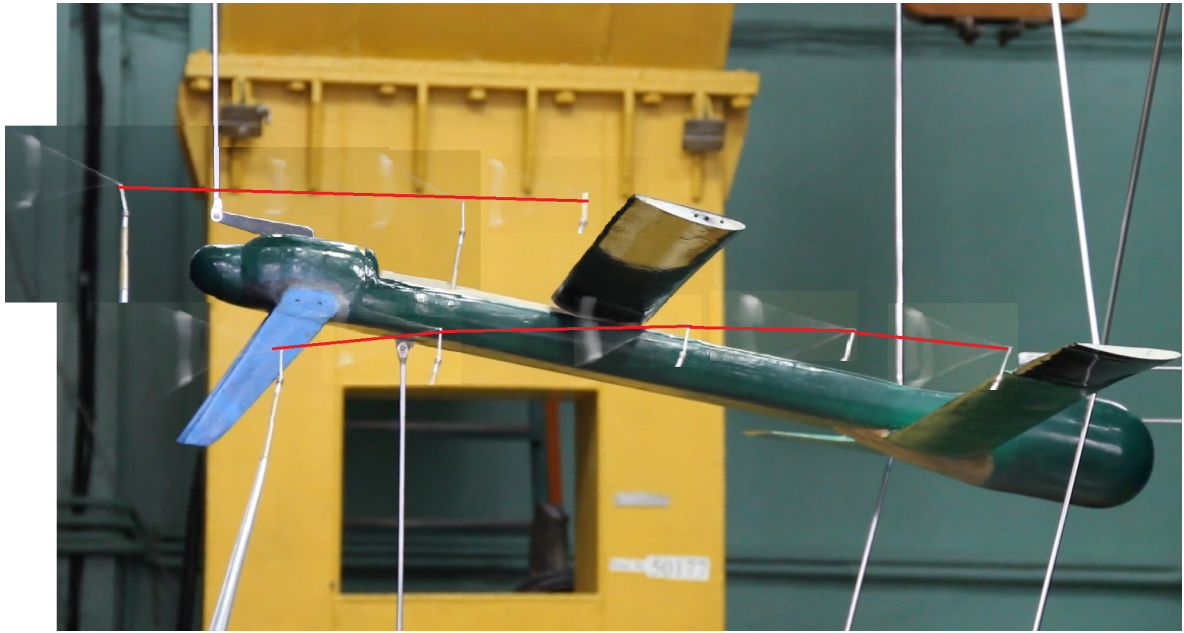


Рис. 2.3. Траєкторії вільних вихорів ЛА схеми «тандем» (вид збоку, положення перевернуте)

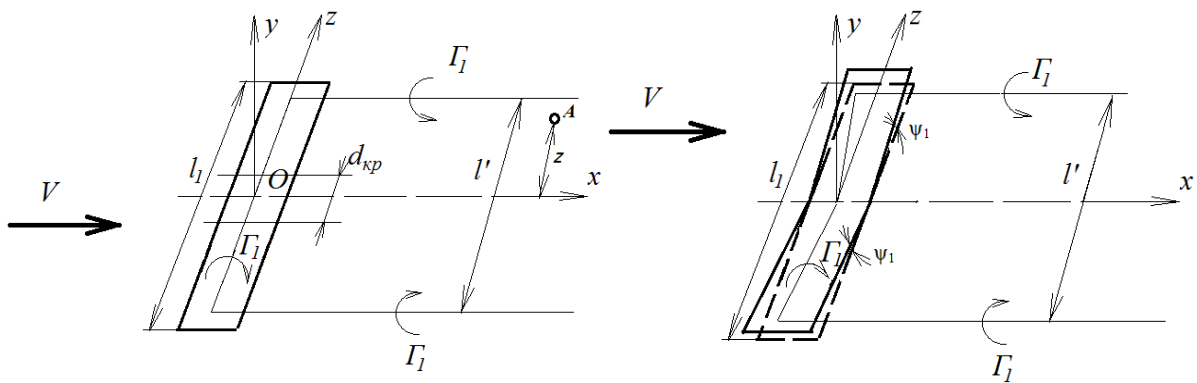


Рис. 2.4. До визначення швидкості, індукованої приєднаним та вільними вихорами

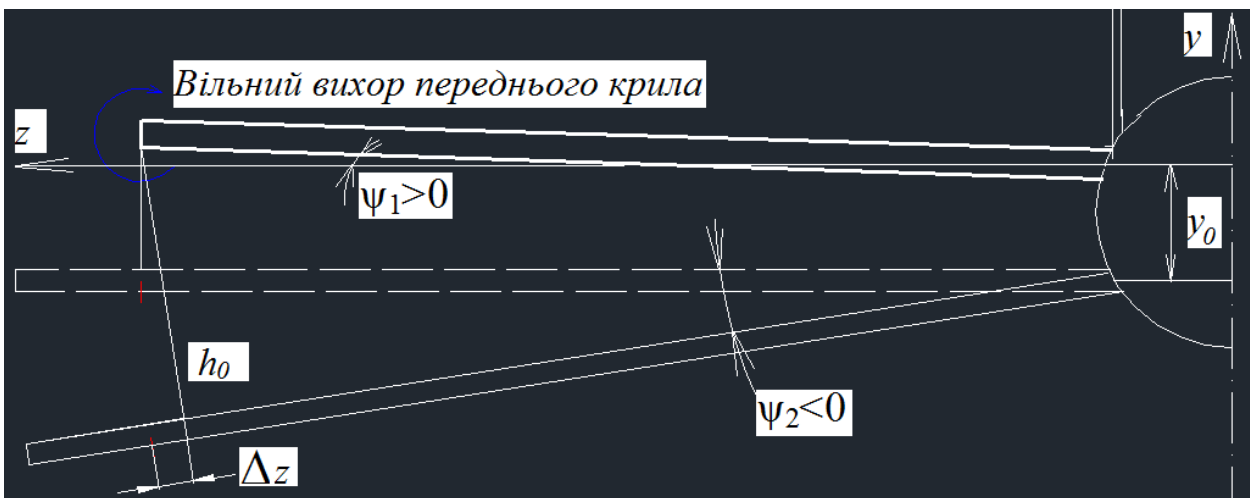


Рис. 2.5. Зміна висоти h_0 і точки проєкції z при від'ємному куті ψ_2

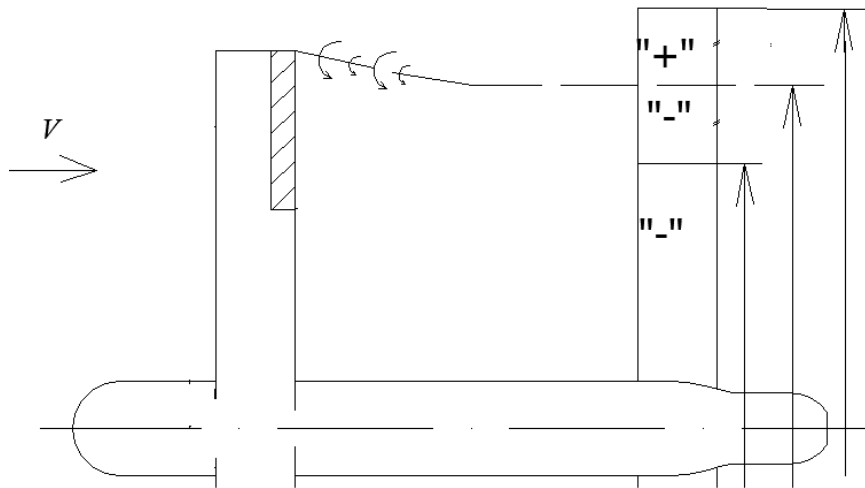


Рис. 2.6. Картина скосу потока вільним вихором переднього крила

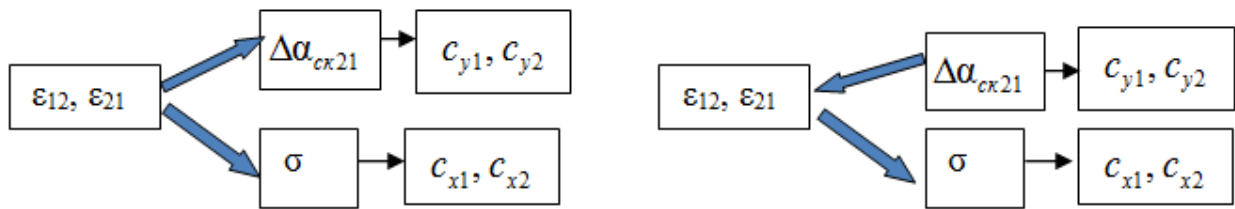


Рис. 2.7. Блок-схема класичного (зліва) та нового підходу визначення індуктивного опору

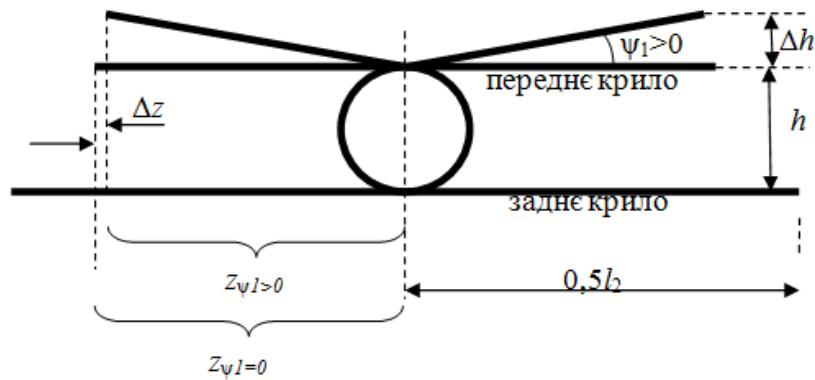


Рис. 2.8. Геометричний ефект поперечного V переднього крила

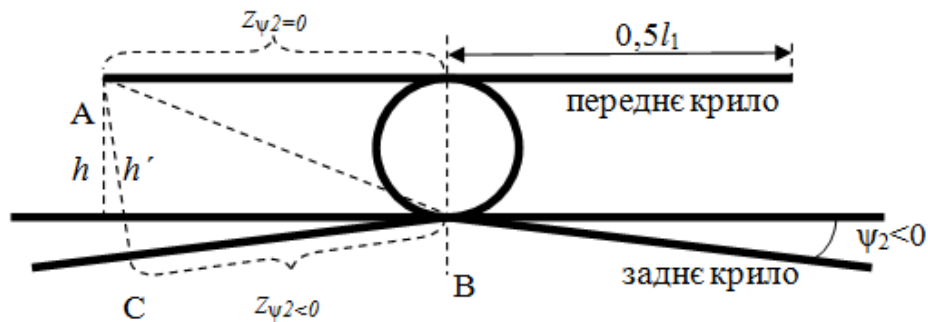


Рис. 2.9. Геометричний ефект поперечного V заднього крила

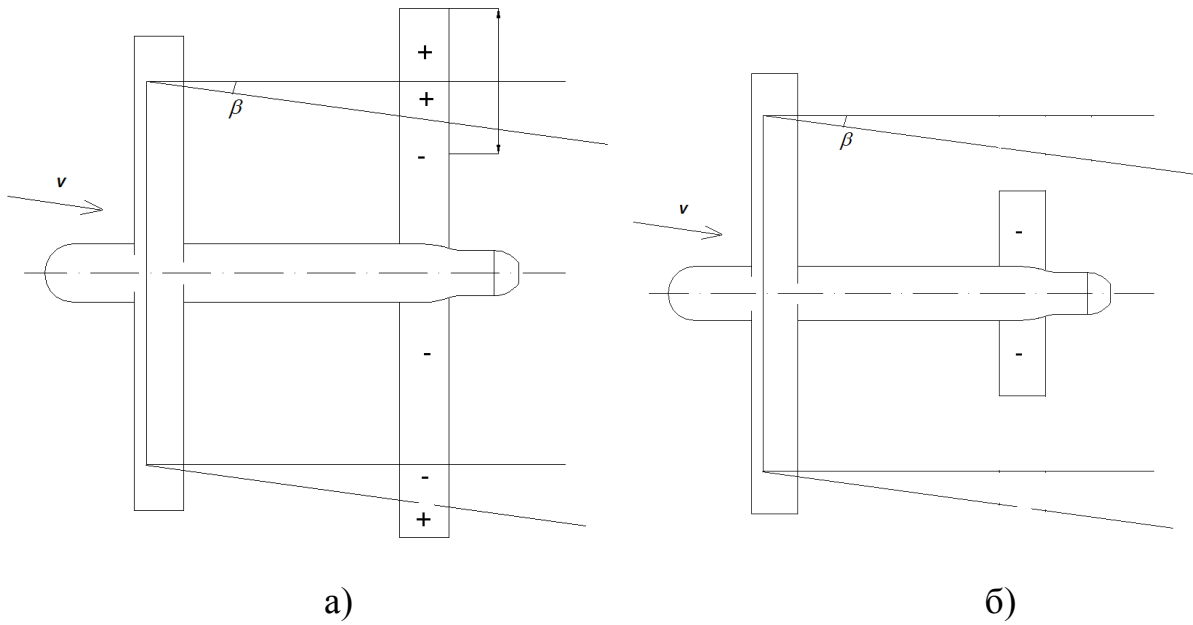


Рис. 2.10. Розташування вільних вихорів переднього крила ЛА схеми «тандем» і нормальної схеми при виникненні ковзання

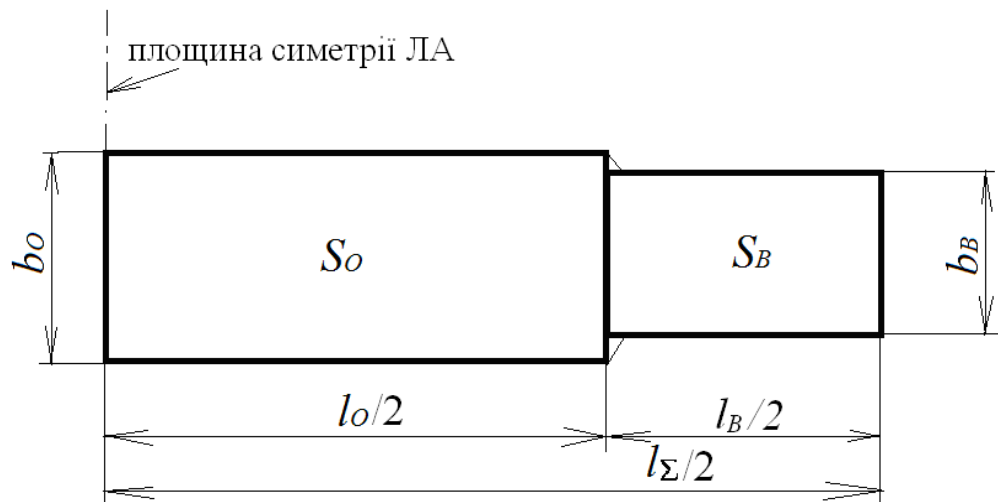


Рис. 2.11. Схема одноступінчатого телескопічного крила, де S_O і S_B – площі основного та висувного крил; l_O і l_Σ – розмах основного та повного крил; b_O і b_Σ – хорди основного та висувного крил

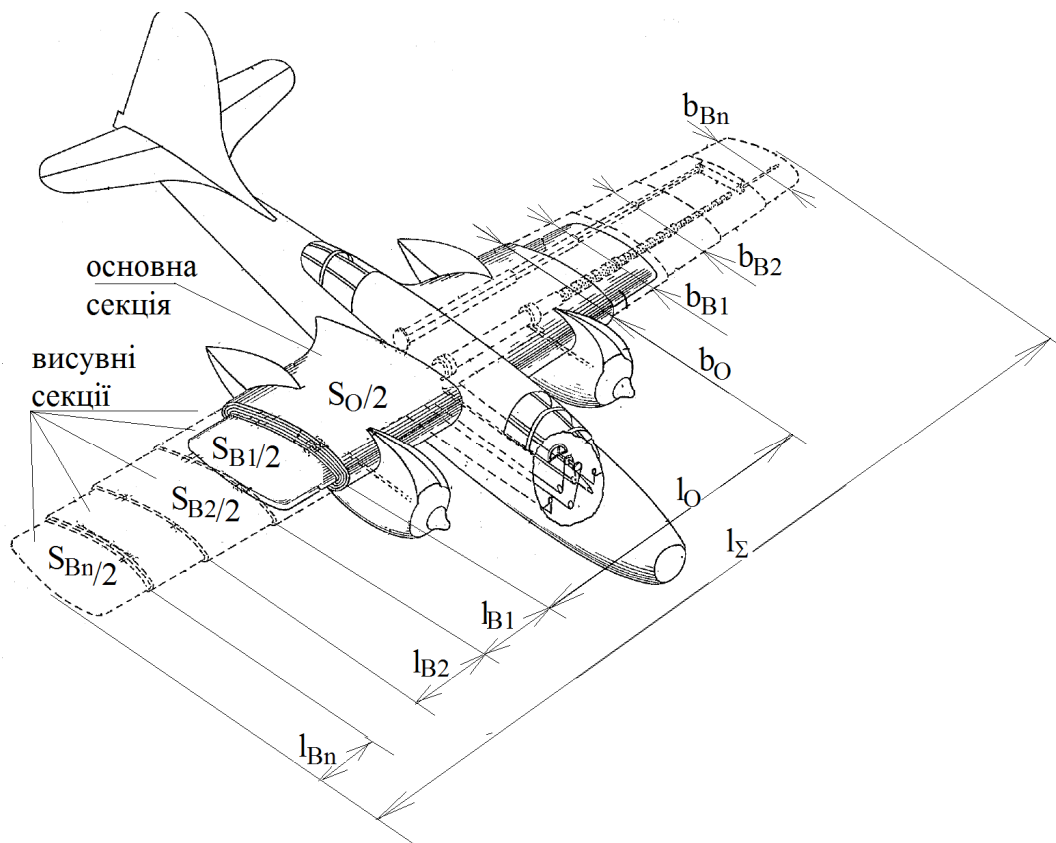


Рис. 2.12. Схема та позначення багатоступінчатого телескопічного крила, де S_O і S_{B_i} – площі основної та i -ї висувної секції; l_O і l_Σ – розмах основної секції та повного крила; b_O і b_{B_i} – хорди основної та i -ї висувної секції.

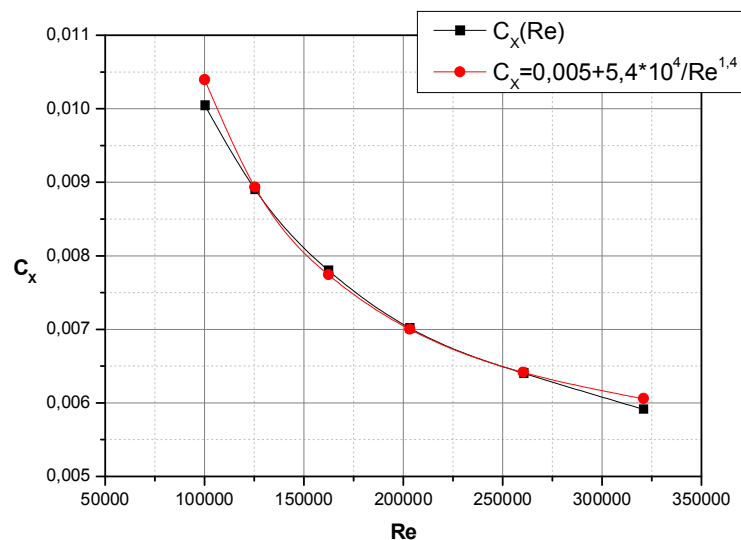


Рис. 2.13. Експериментальні та аналітичні залежності коефіцієнта опору від числа Рейнольдса для профілю товщиною 6%

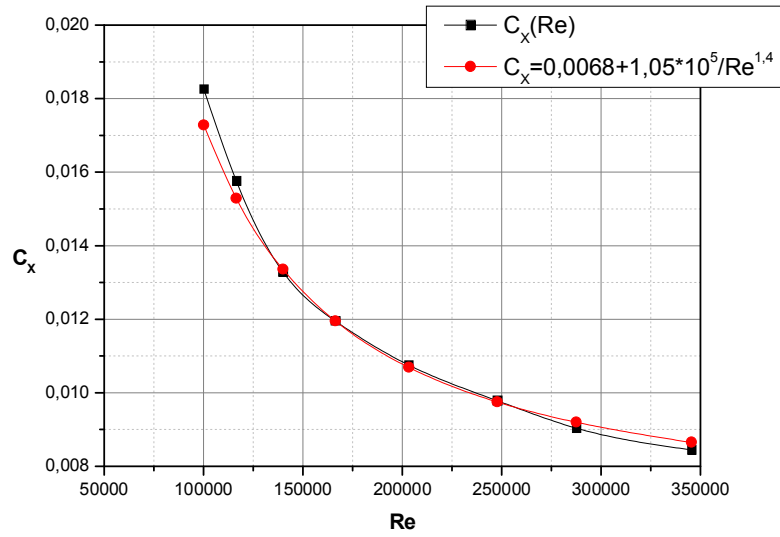


Рис. 2.14. Експериментальні та аналітичні залежності коефіцієнта опору від числа Рейнольдса для профілю товщиною 12%

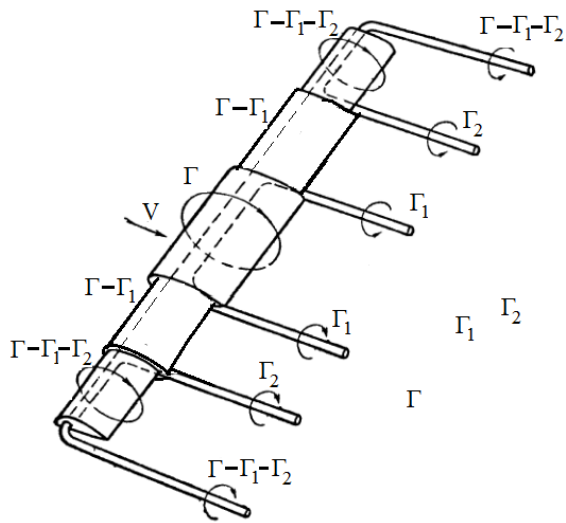


Рис. 2.15. Схема приєднаних та індуктивних вихорів телескопічного крила

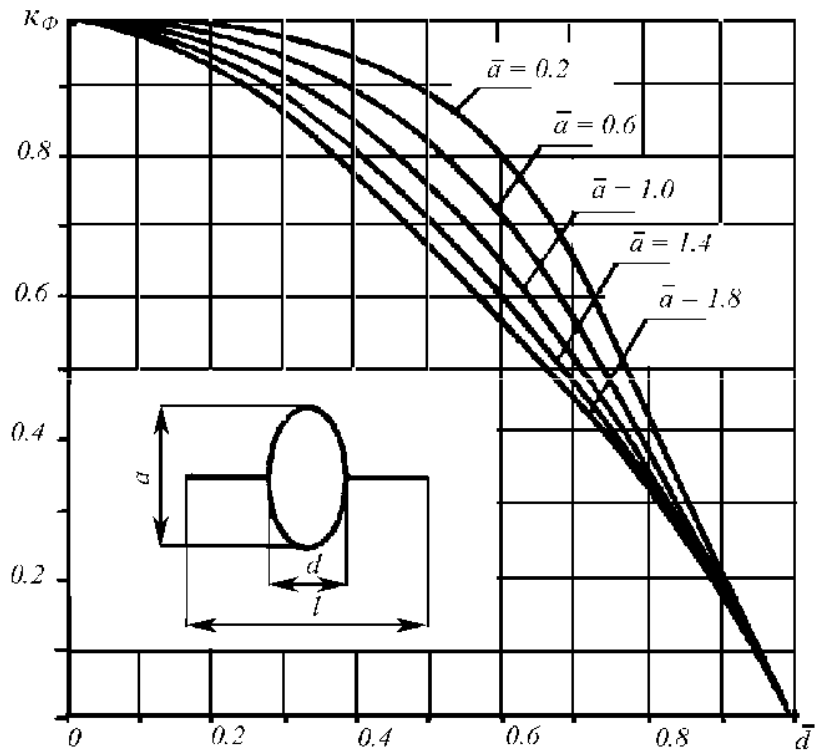
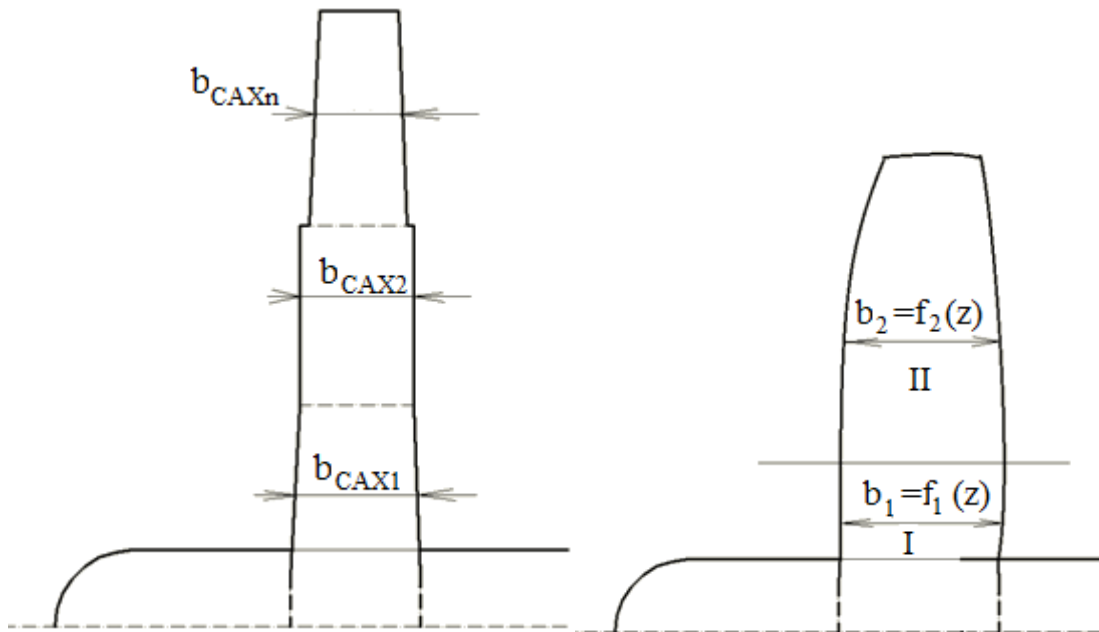


Рис. 2.16. Графічна залежність $k_\phi = k_\phi(\bar{d}, \bar{a})$



a – трапецієподібні секції *b* – секції з криволінійними кромками

Рис. 2.17. Приклади геометрії ЛА з крилом складної форми в плані

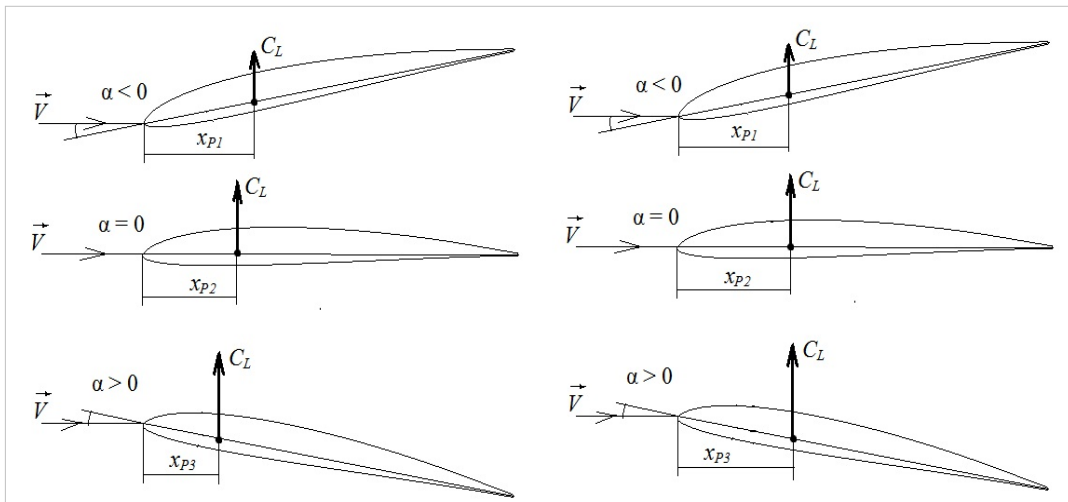


Рис. 2.18. Зміщення центру тиску вперед при збільшенні кута атаки (зліва) та нерухомий центр тиску.

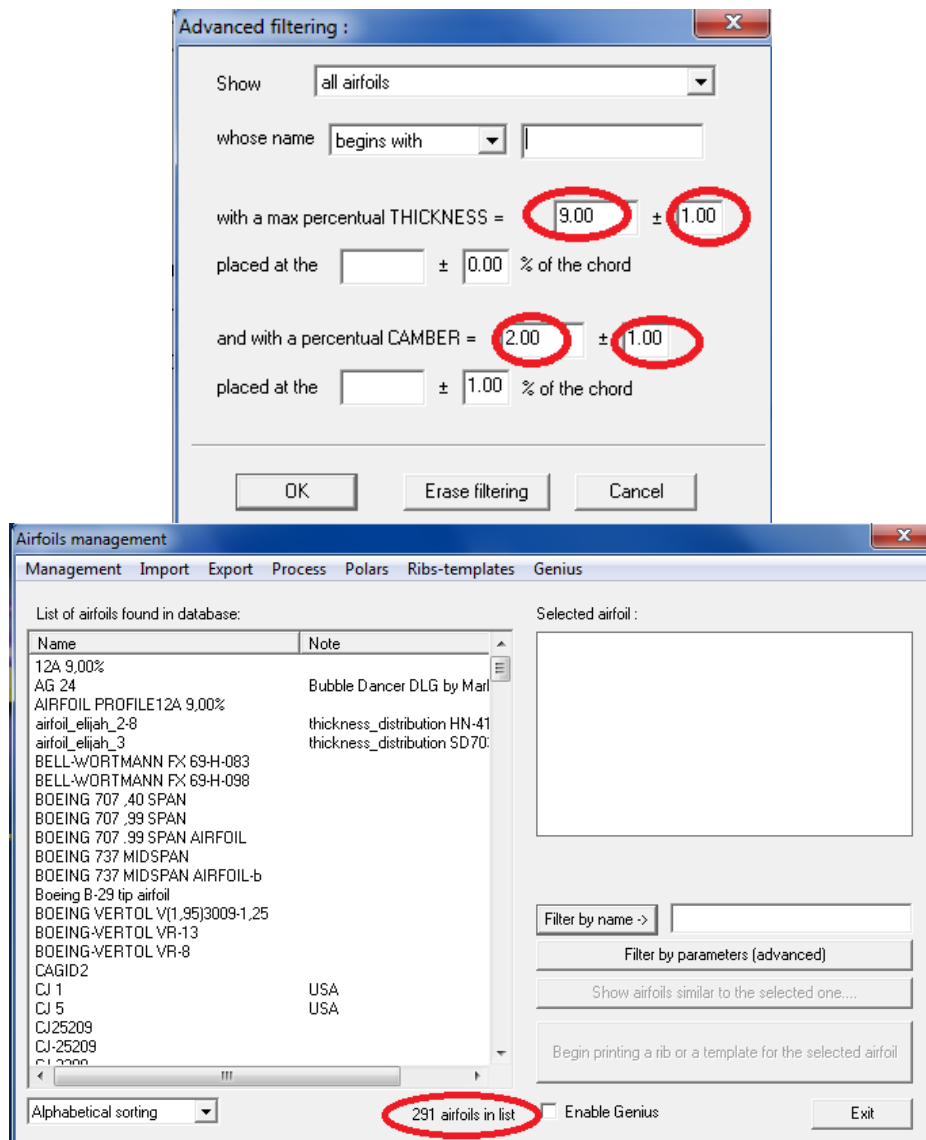


Рис. 2.19. Фільтр профілів за товщиною та кривизною та їх список після етапу №1

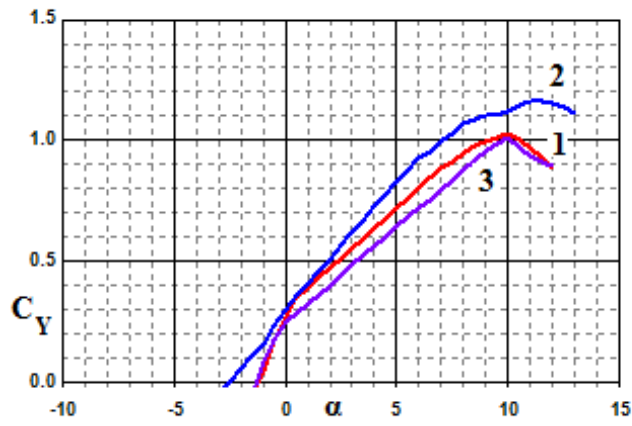
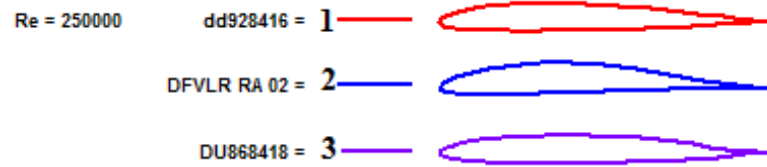


Рис. 2.20. Порівняння профілів за характеристиками звалювання

Re = 250000

GIII BL430 =

HQ 2,5-9,0 smoothed by Eppler =

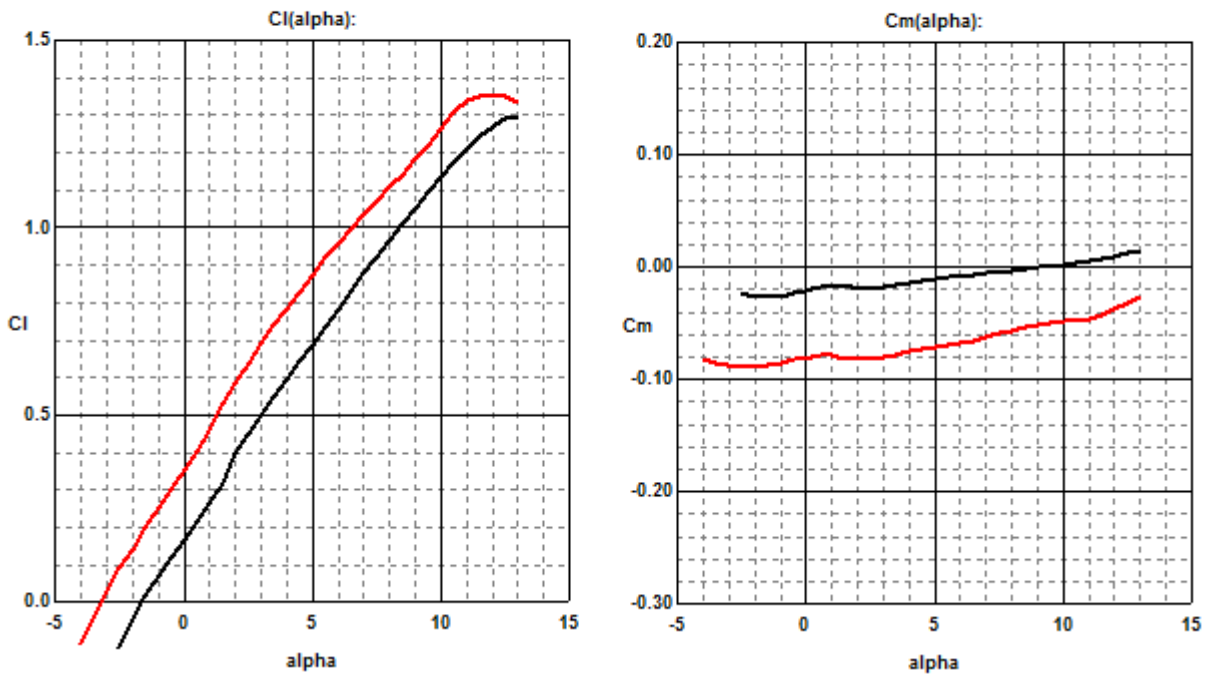


Рис. 2.21. Етап №2

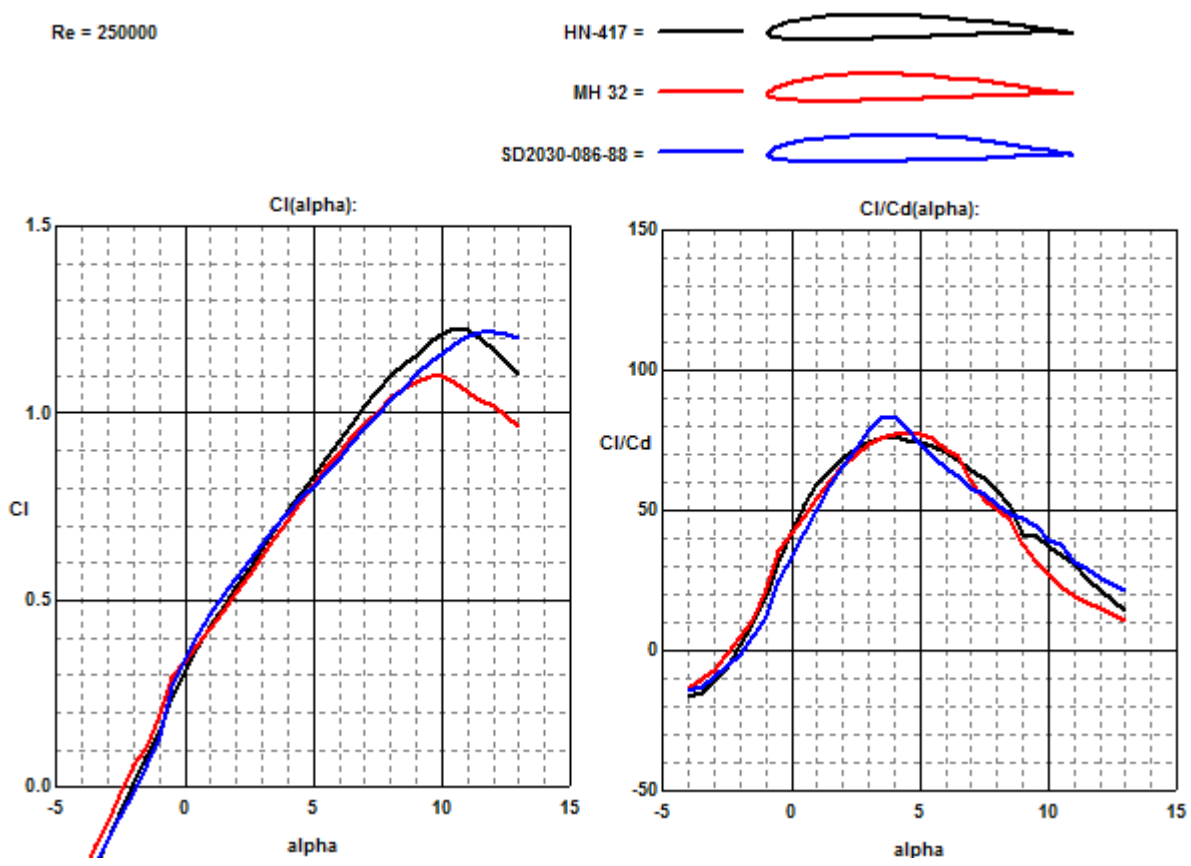


Рис. 2.22. Порівняння поляр трьох профілів (третій етап)

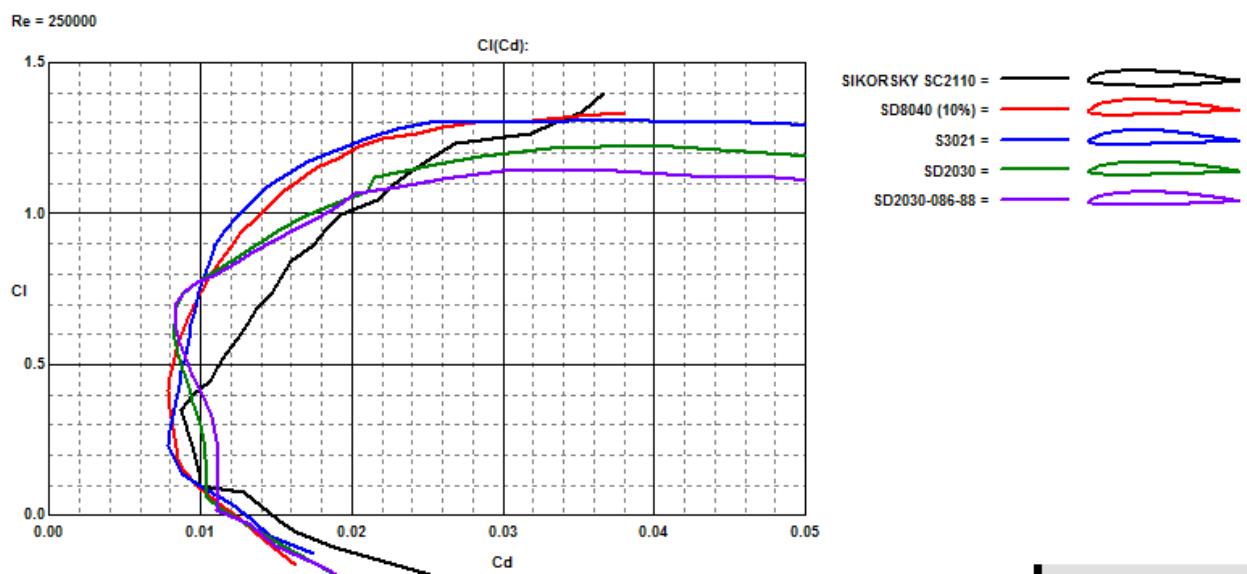


Рис. 2.23. Список аеродинамічних профілів після етапу №3 та зображення їх поляр

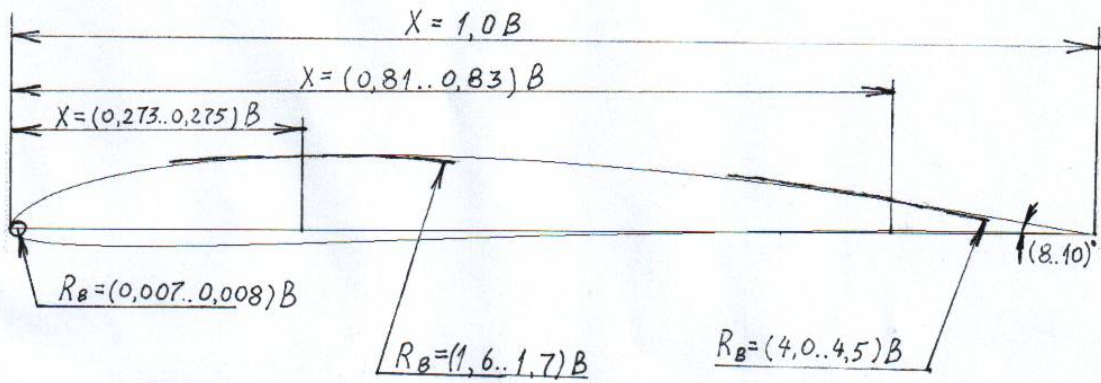


Рис. 2.24. Геометричні параметри верхнього контуру спроектованого аеродинамічного профілю

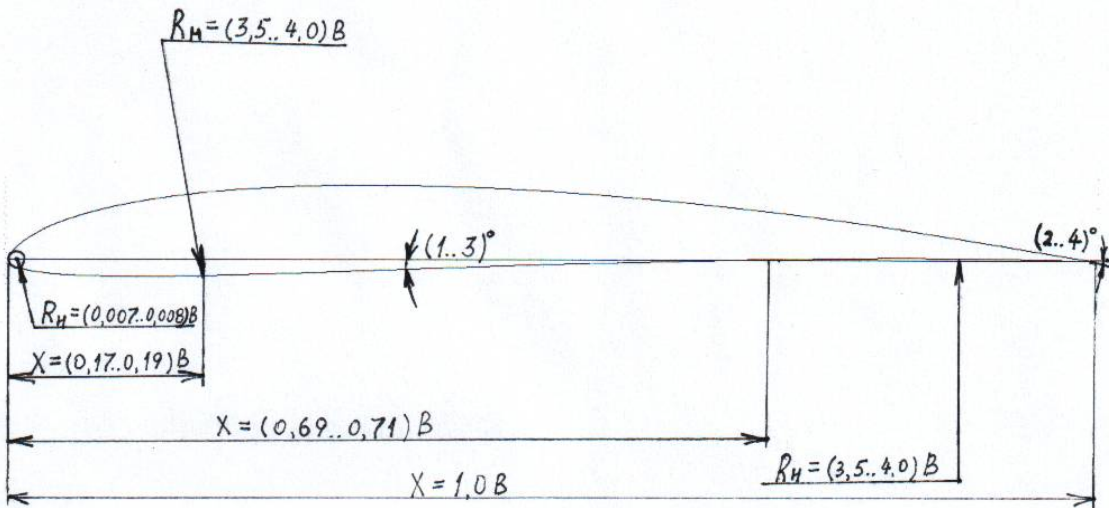


Рис. 2.25. Геометричні параметри нижнього контуру спроектованого аеродинамічного профілю

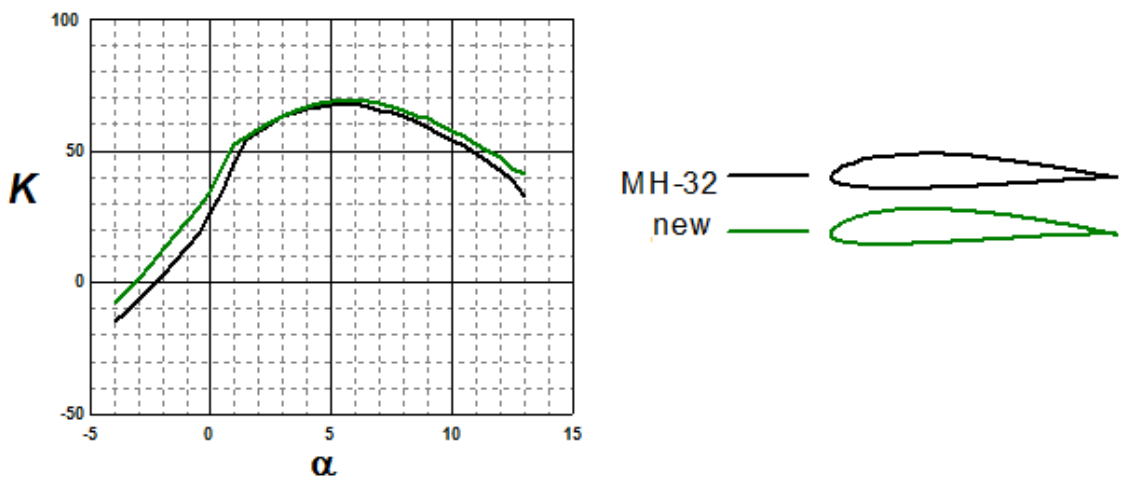


Рис. 2.26. Числовий розрахунок в програмному пакеті *Profili 2.30*.

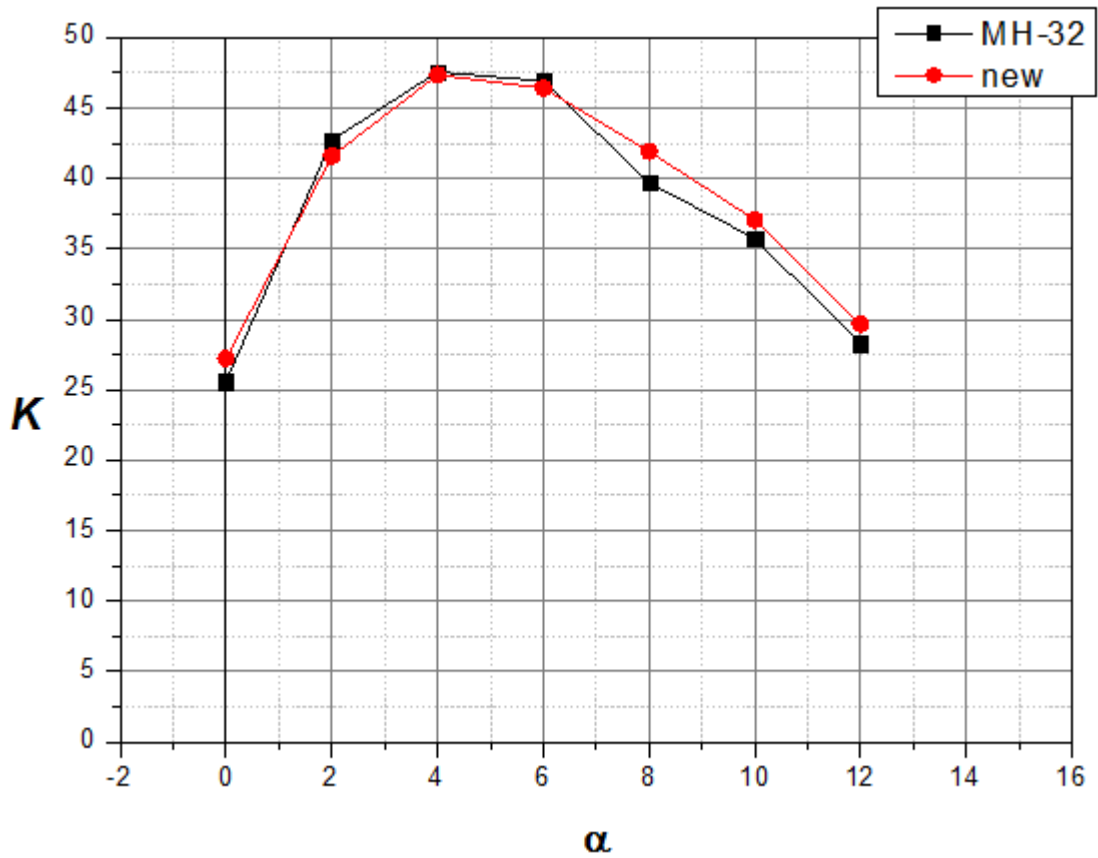


Рис. 2.27. Числовий розрахунок в програмному пакеті *Ansys 13.0*.

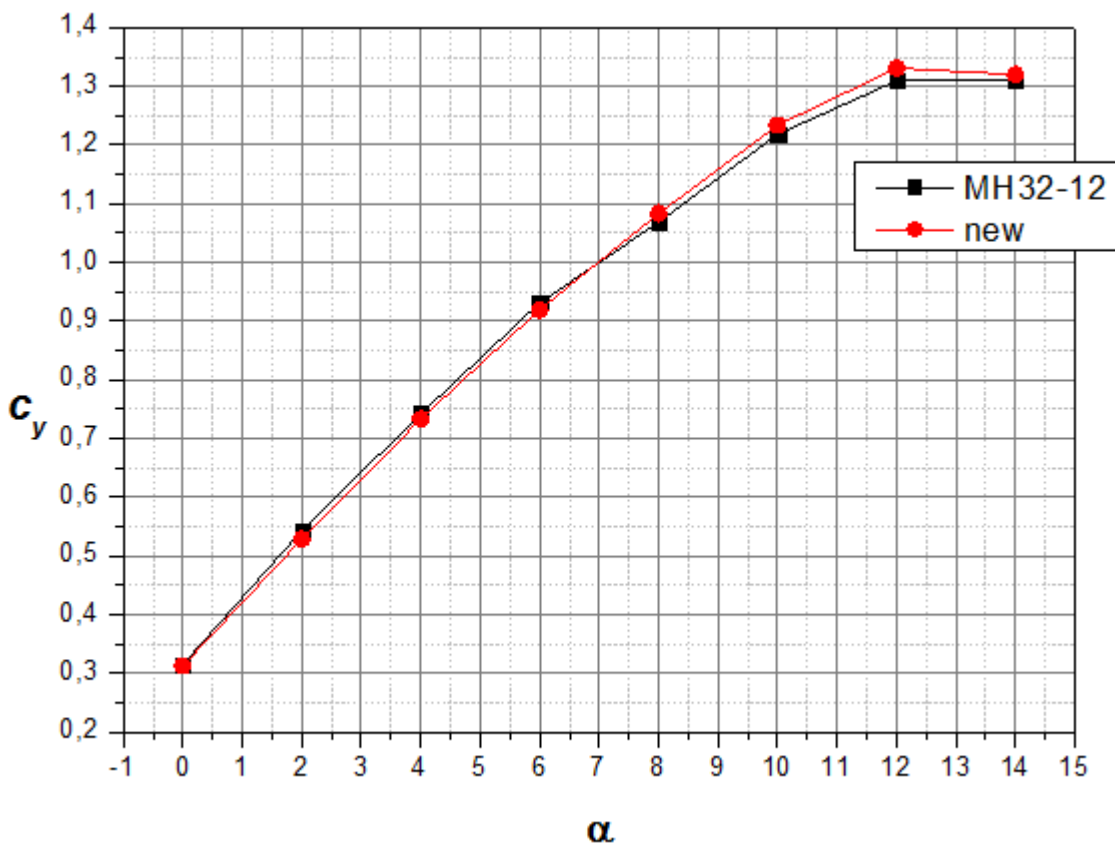


Рис. 2.28. Числовий розрахунок в програмному пакеті *Ansys 13.0*

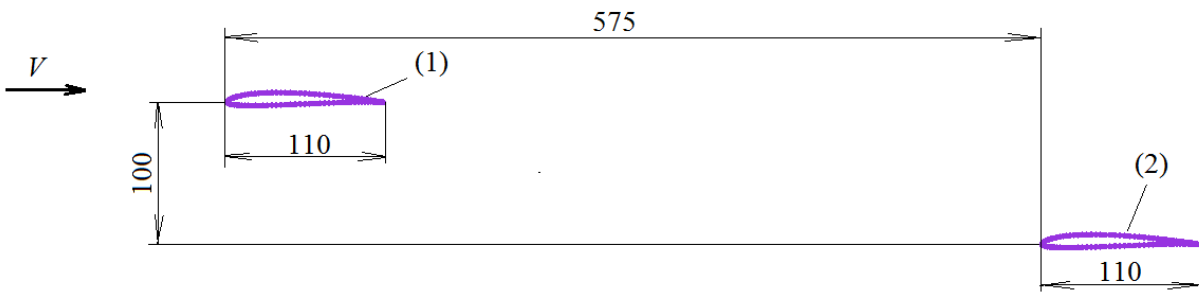


Рис. 2.29. Геометрія системи профілів:
1 – передній профіль; 2 – задній профіль

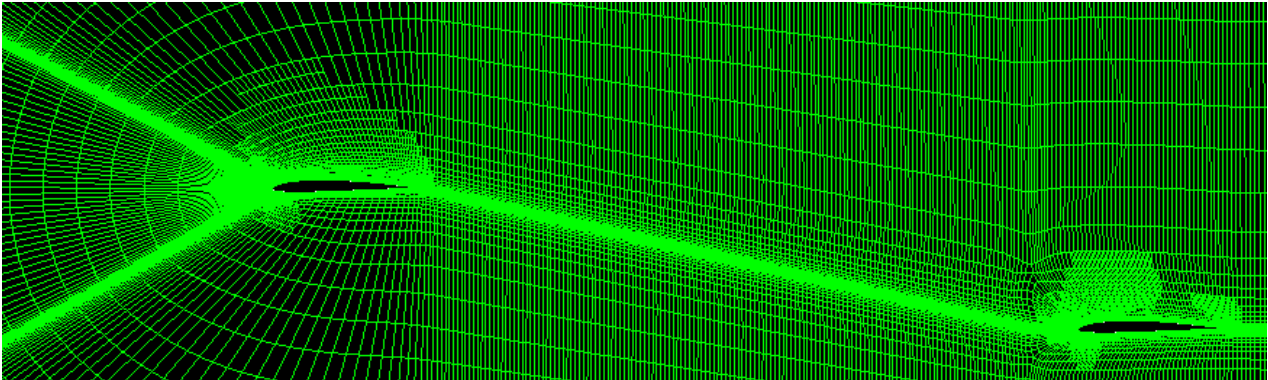
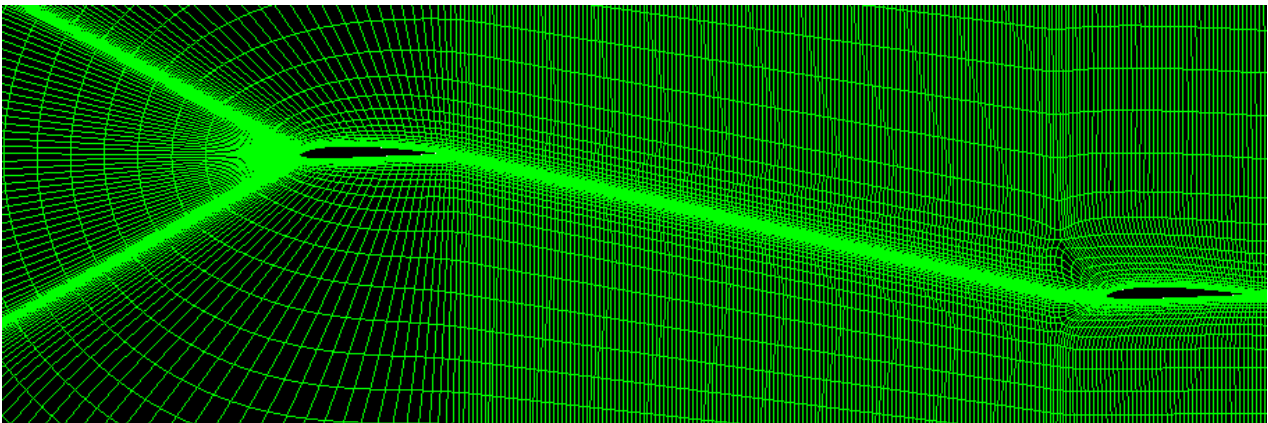


Рис. 2.30. Розрахункова сітка до (зверху) і після (знизу) адаптації за градієнтом тиску

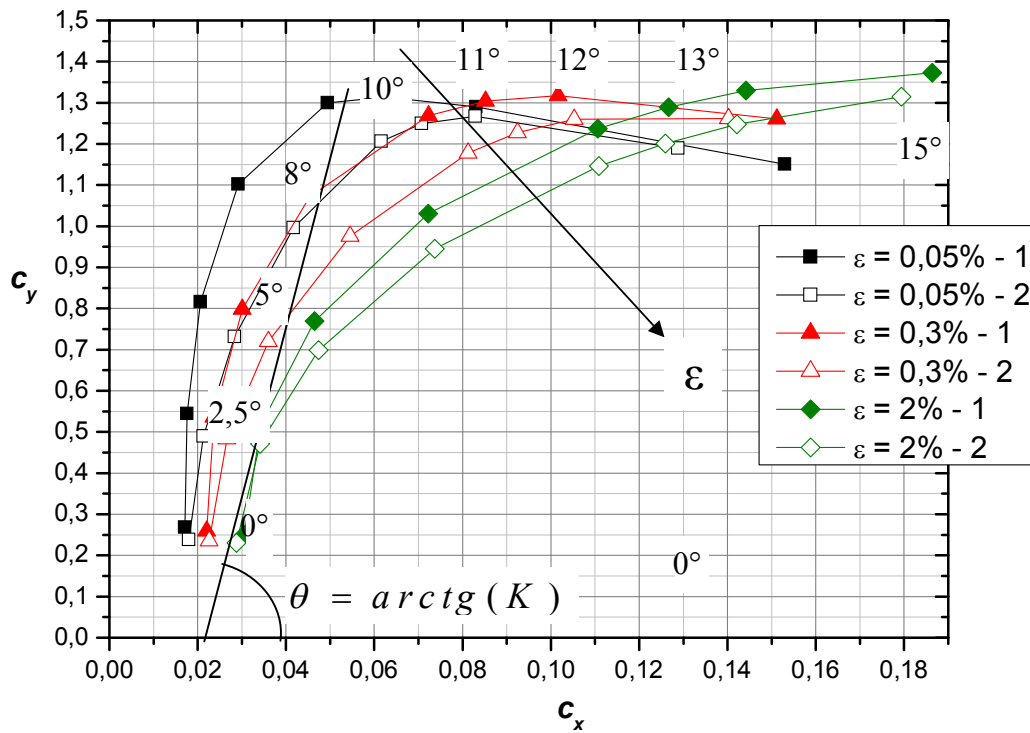


Рис. 2.31. Поляри 1-го та 2-го профілів МН32 при різних ступенях турбулентності (модель турбулентності Спаларта – Алмараса)

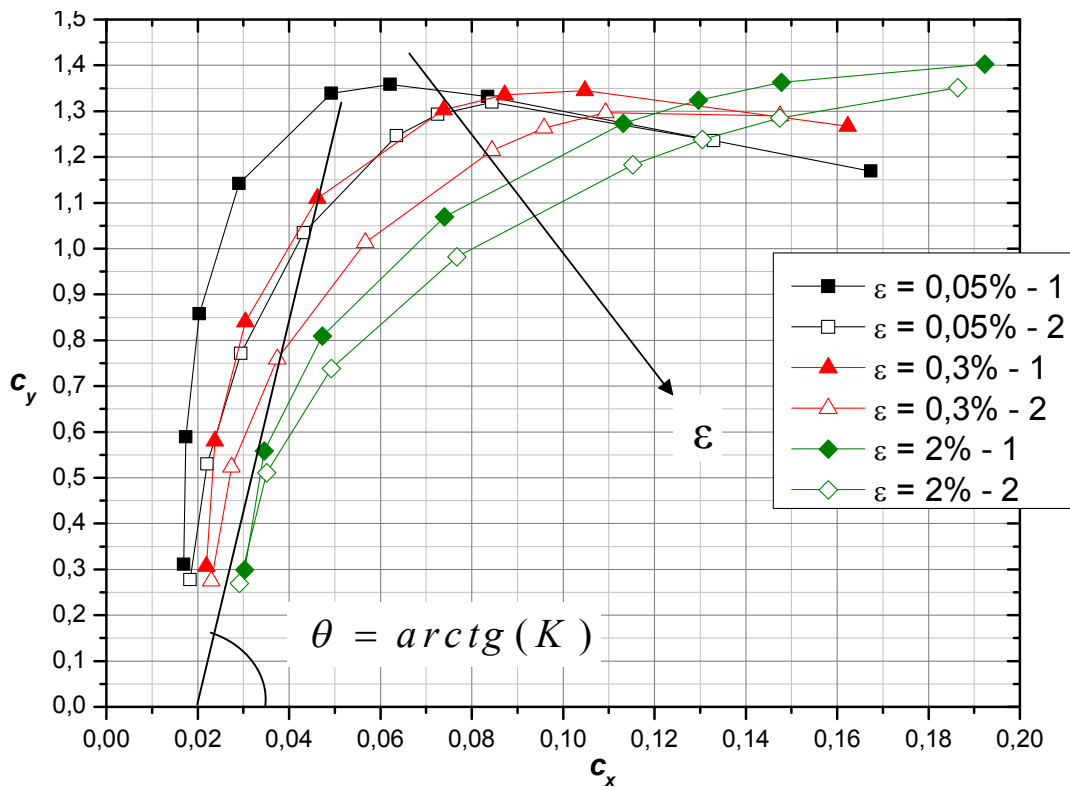


Рис. 2.32. Поляри 1-го та 2-го профілів НН-417 при різних ступенях турбулентності (модель турбулентності Спаларта – Алмараса)

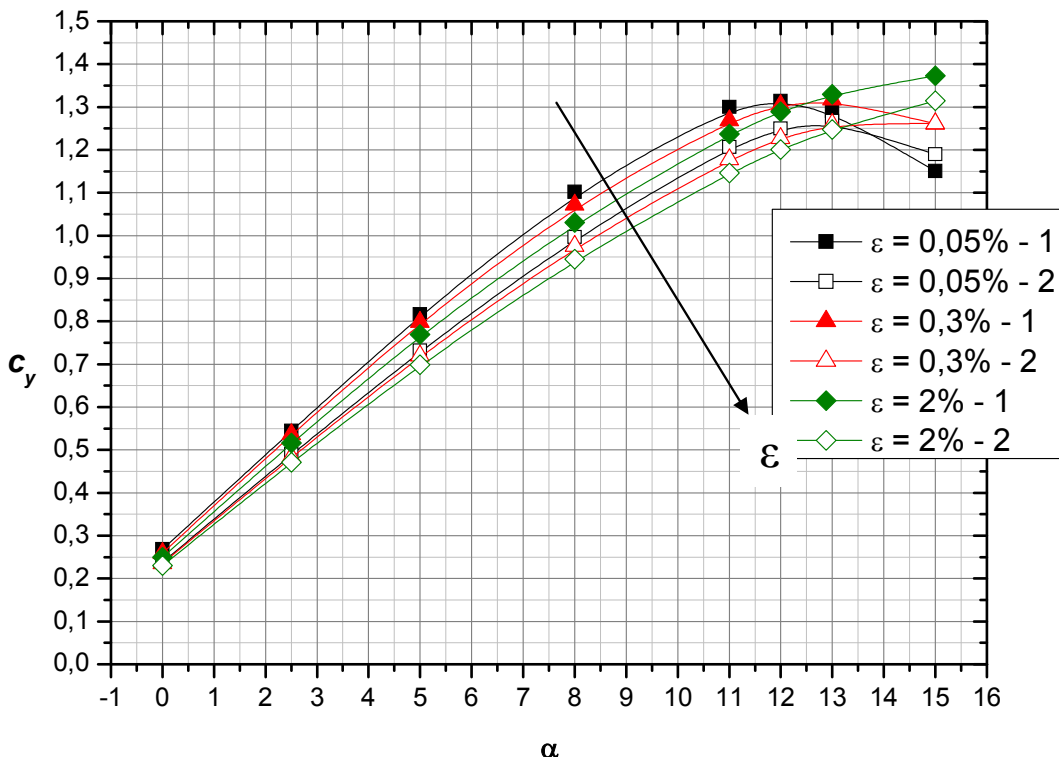


Рис. 2.33. Залежності коефіцієнту піднімальної сили 1-го та 2-го профілів МН32 від кута атаки при різних степенях турбулентності (модель турбулентності Спаларта – Алмараса)

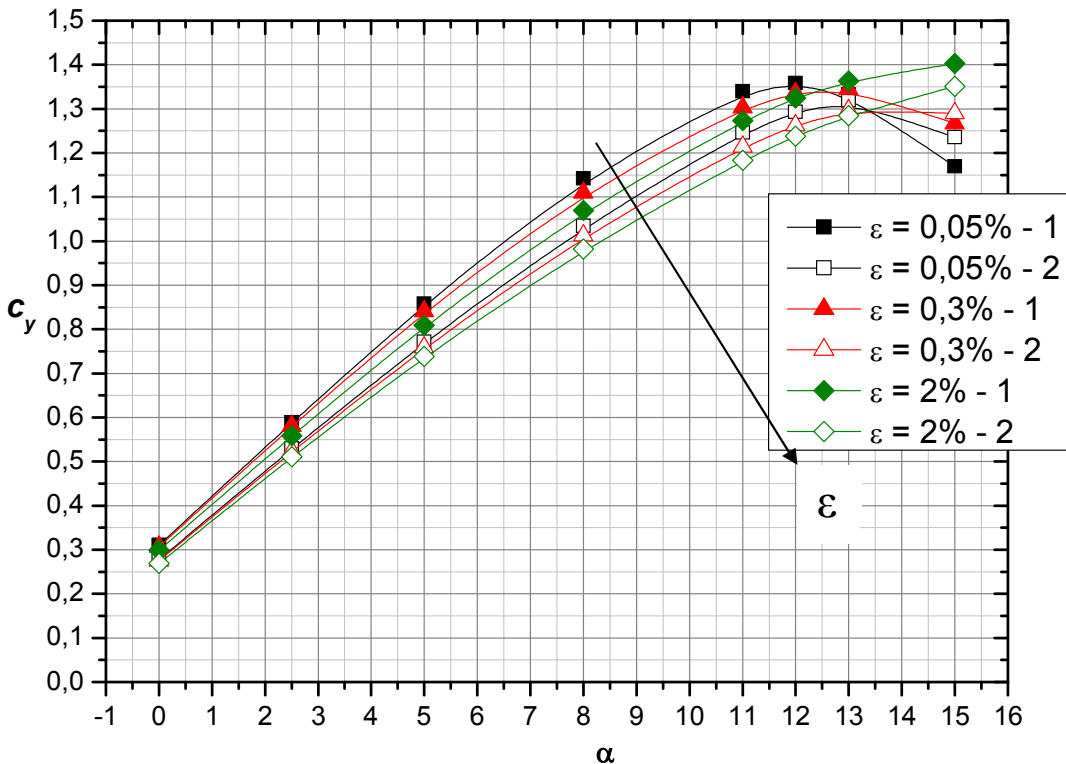


Рис. 2.34. Залежності коефіцієнту піднімальної сили 1-го та 2-го профілів НН-417 від кута атаки при різних степенях турбулентності (модель турбулентності Спаларта – Алмараса)

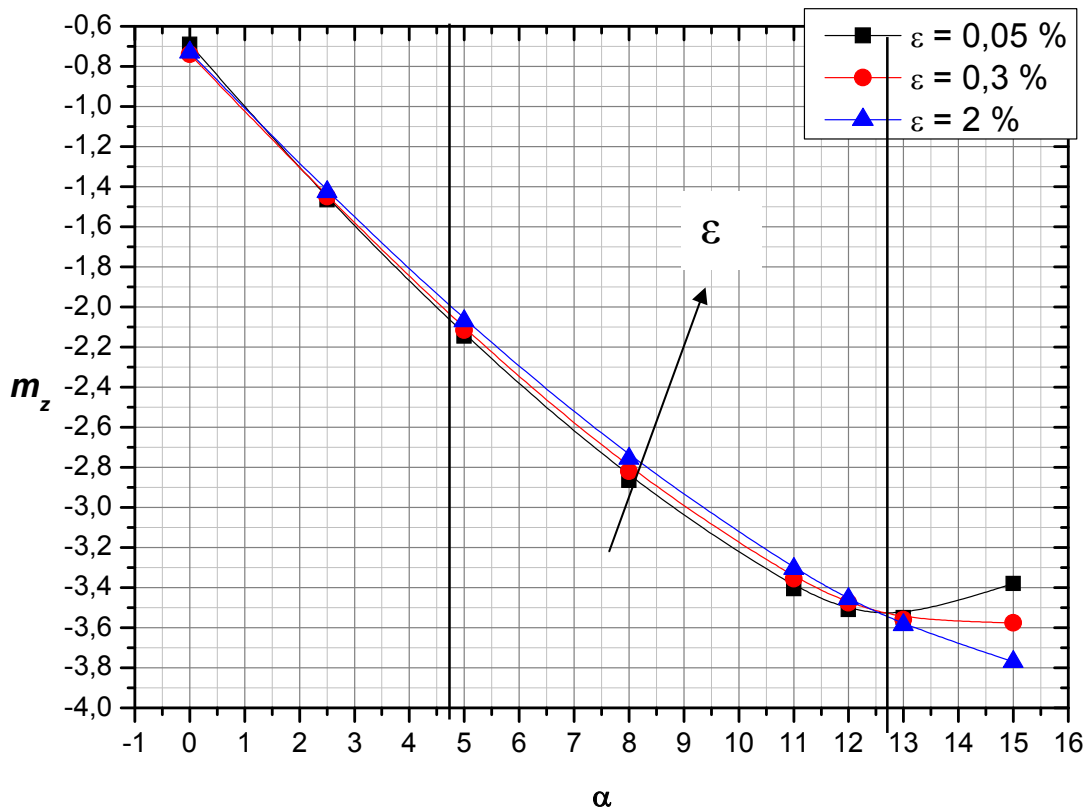


Рис. 2.35. Залежності коефіцієнту поздовжнього моменту системи двох профілів МН32 від кута атаки при різних ступенях турбулентності (модель турбулентності Спаларта – Алмараса)

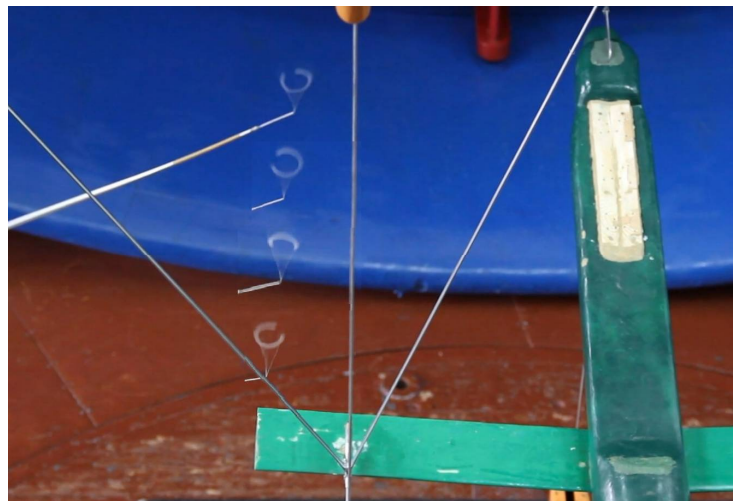


Рис. 2.36. Вихрова система моделі ЛА традиційної схеми («моноплан»)

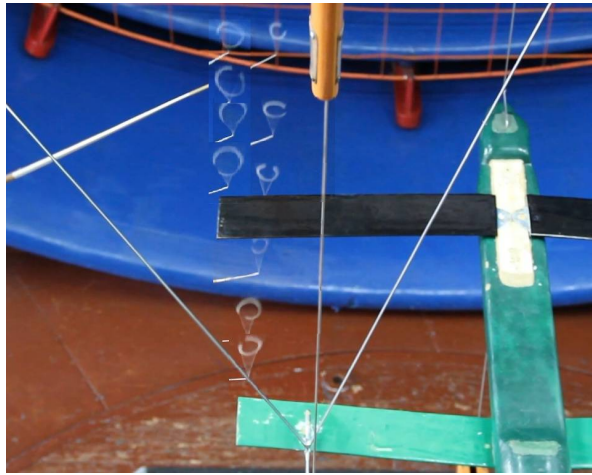


Рис. 2.37. Вихрова система моделі ЛА схеми «тандем»

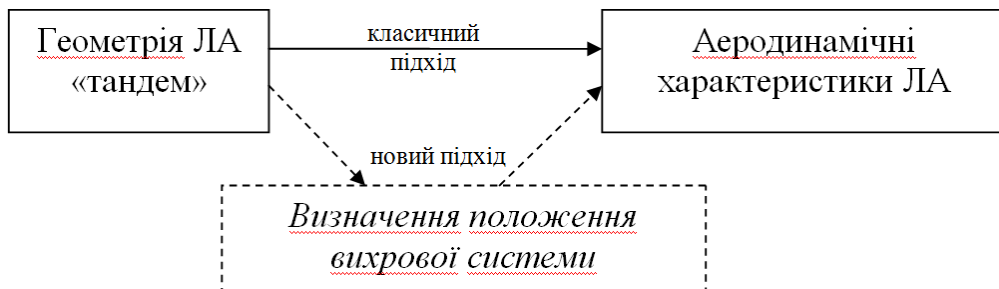


Рис. 2.38. Блок-схема визначення АХ ЛА схеми «тандем»

$$dY/dl = -\rho V \times \Gamma.$$

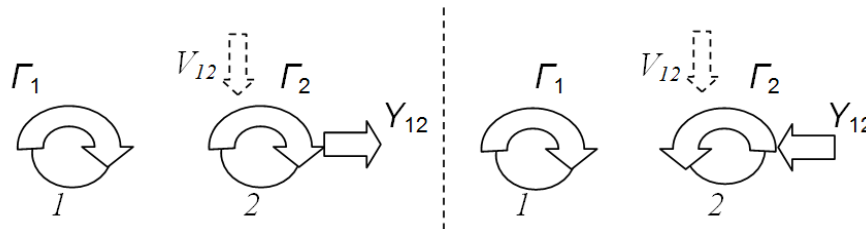


Рис. 2.39. Взаємодія одно- та різнонаправлених вихорів

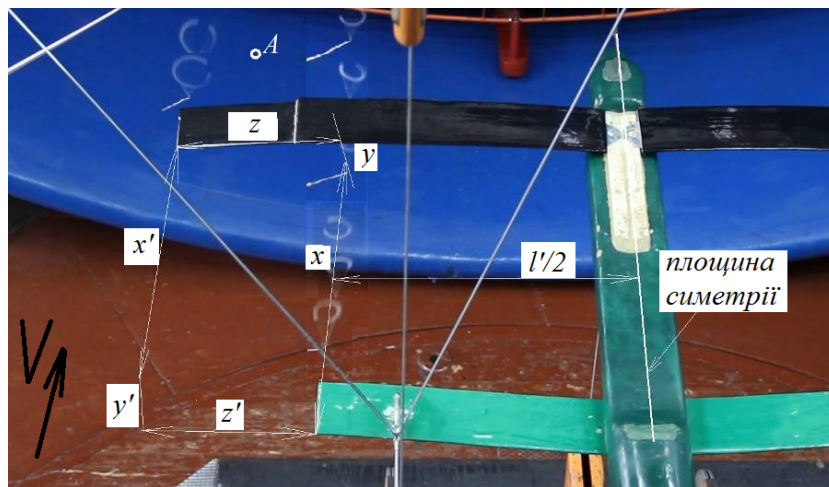


Рис. 2.40. Позначення геометричних параметрів вихрової системи

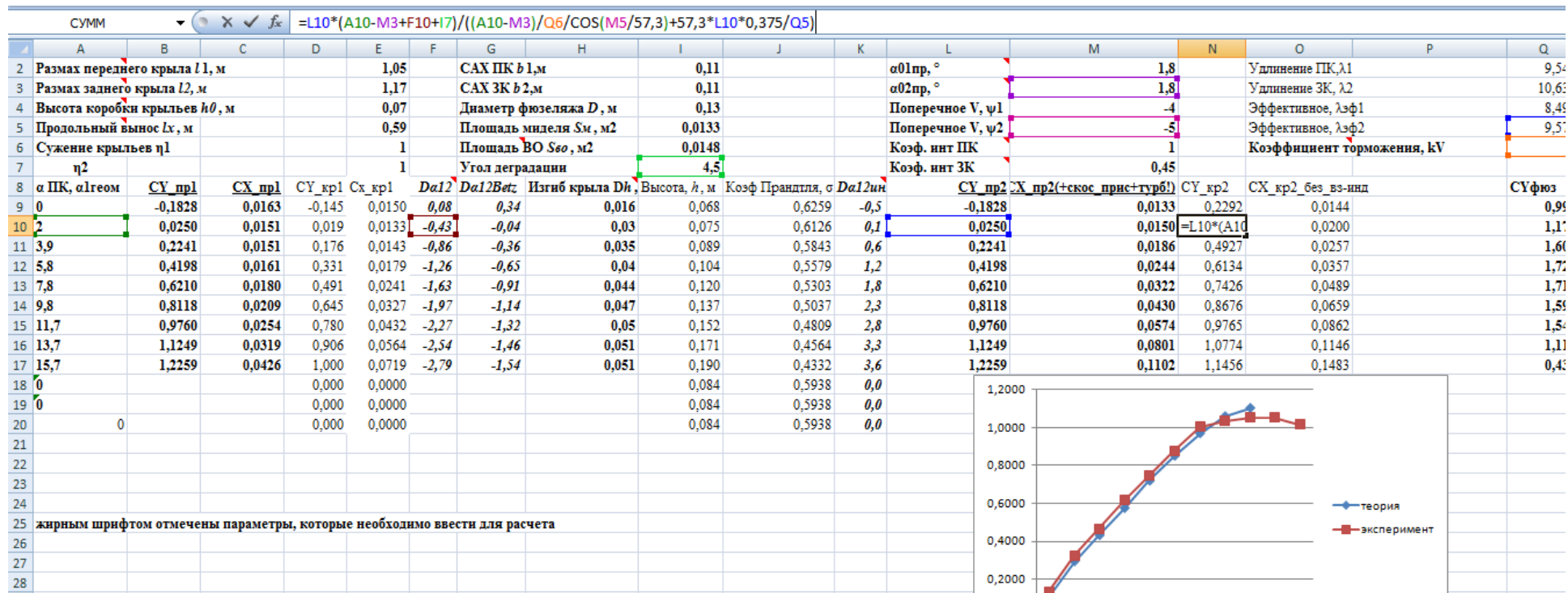


Рис. 2.41. Приклад розрахунків за допомогою розрахункового модуля

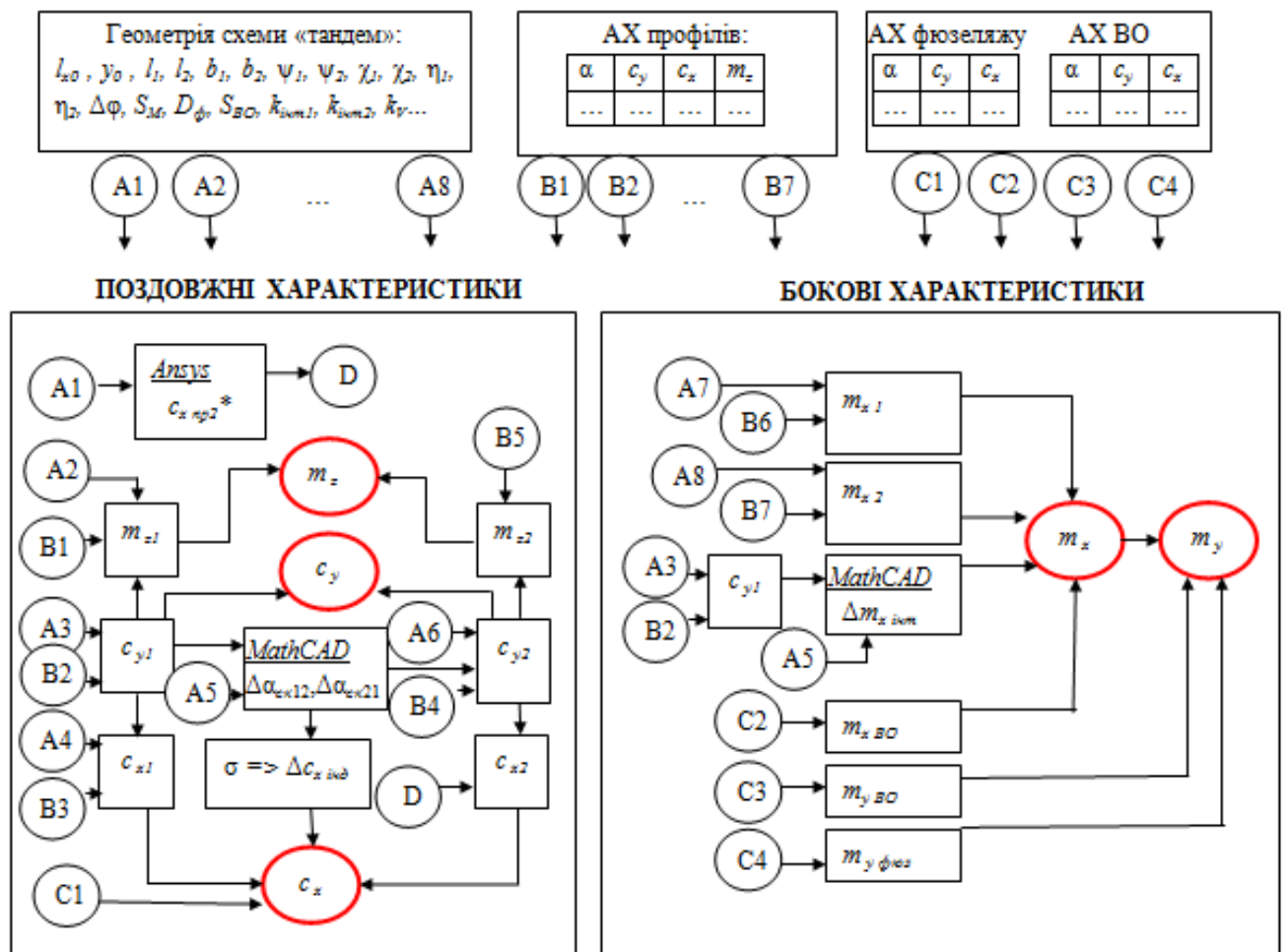


Рис. 2.43. Загальний алгоритм аналітично-числового методу визначення АХ БЛА схеми «тандем»

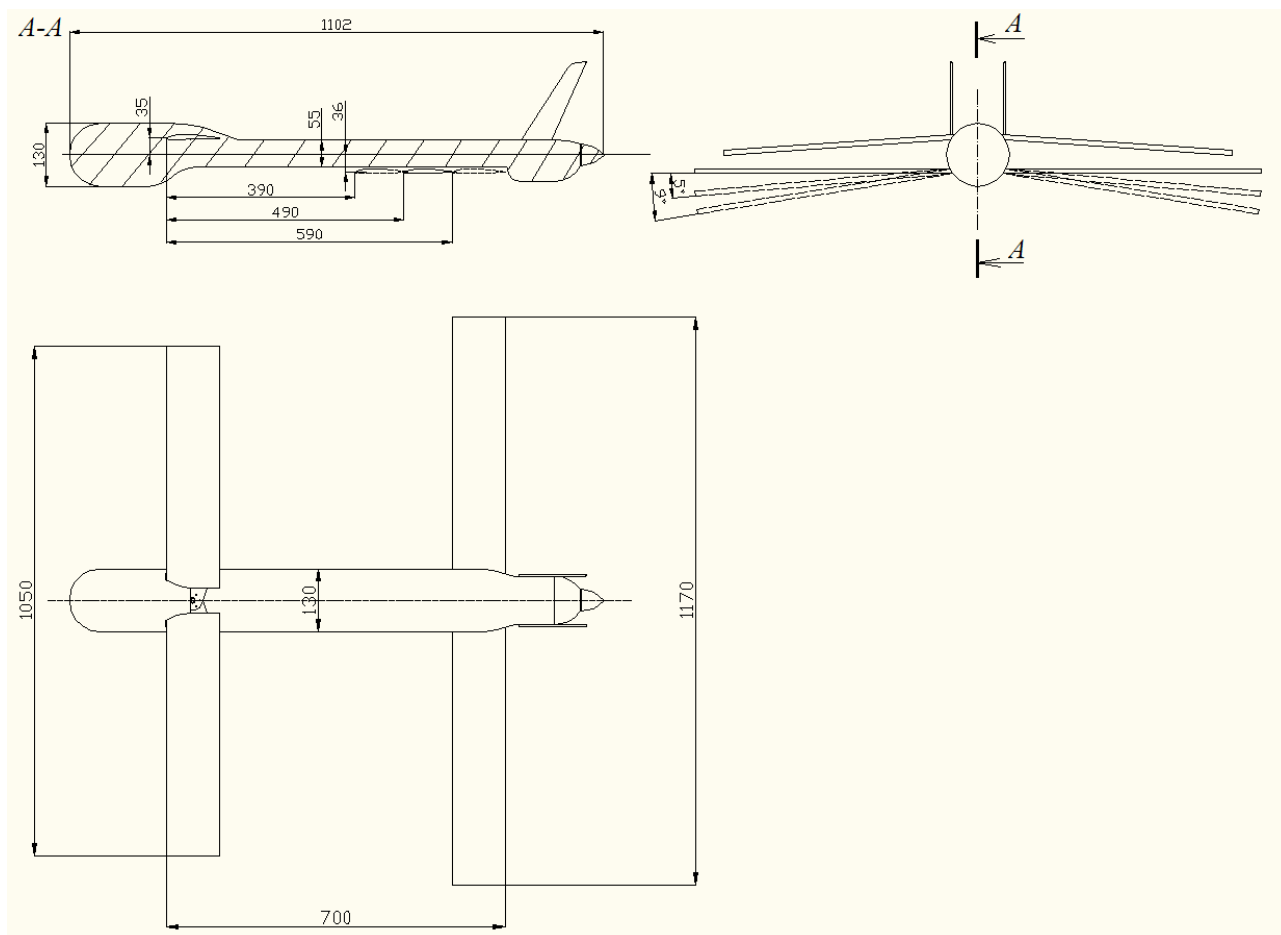


Рис. 3.1. Ескіз моделі 002МБЛА100 (без державок)



Рис. 3.2. Загальний вигляд моделі в робочій частині АТ-1: компоновка 1–0

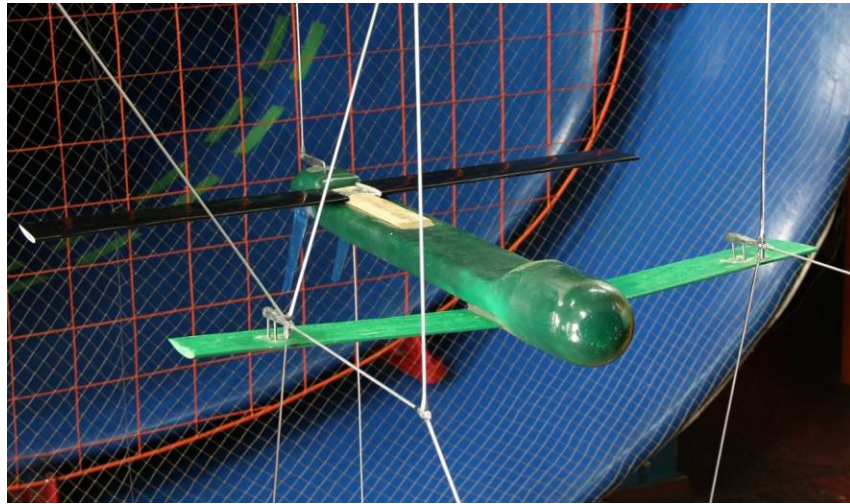


Рис. 3.3. Загальний вигляд моделі в робочій частині АТ-1: компоновка 1–1, кут поперечного $V \psi=0^0$, положення № 3 заднього крила

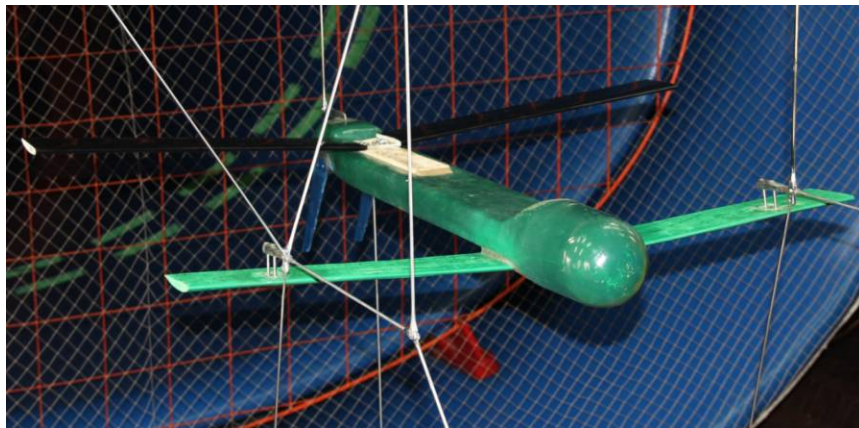


Рис. 3.4. Загальний вигляд моделі в робочій частині АТ-1: компоновка 1–1, кут поперечного $V \psi=-5^0$, положення № 3 заднього крила



Рис. 3.5. Загальний вигляд моделі в робочій частині АТ-1: компоновка 1–1, кут поперечного $V \psi=-5^0$, положення № 1 заднього крила



Рис. 3.6. Загальний вигляд моделі в робочій частині АТ-1: компоновка 2–1, кут поперечного $V \psi=0^0$, положення № 3 заднього крила



Рис. 3.7. Загальний вигляд моделі в робочій частині АТ-1: компоновка 1–2, кут поперечного $V \psi=-5^0$, положення № 3 заднього крила



Рис. 3.8. Загальний вигляд моделі в робочій частині АТ-1: компоновка 2–2, кут поперечного $V \psi=-5^0$, положення № 3 заднього крила

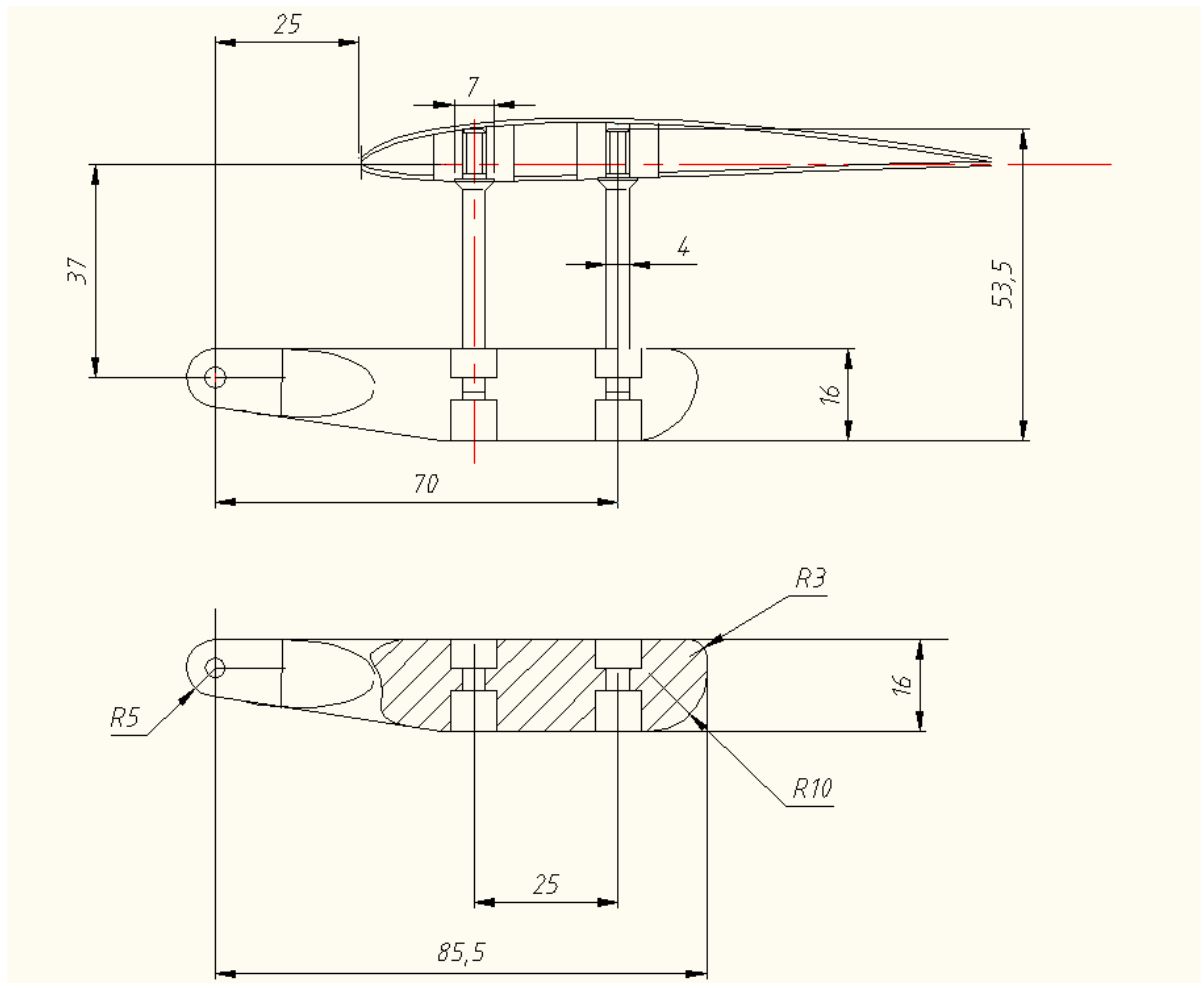


Рис. 3.9. Ескіз крилової державки



Рис. 3.10. Модель з макетом крилової державки

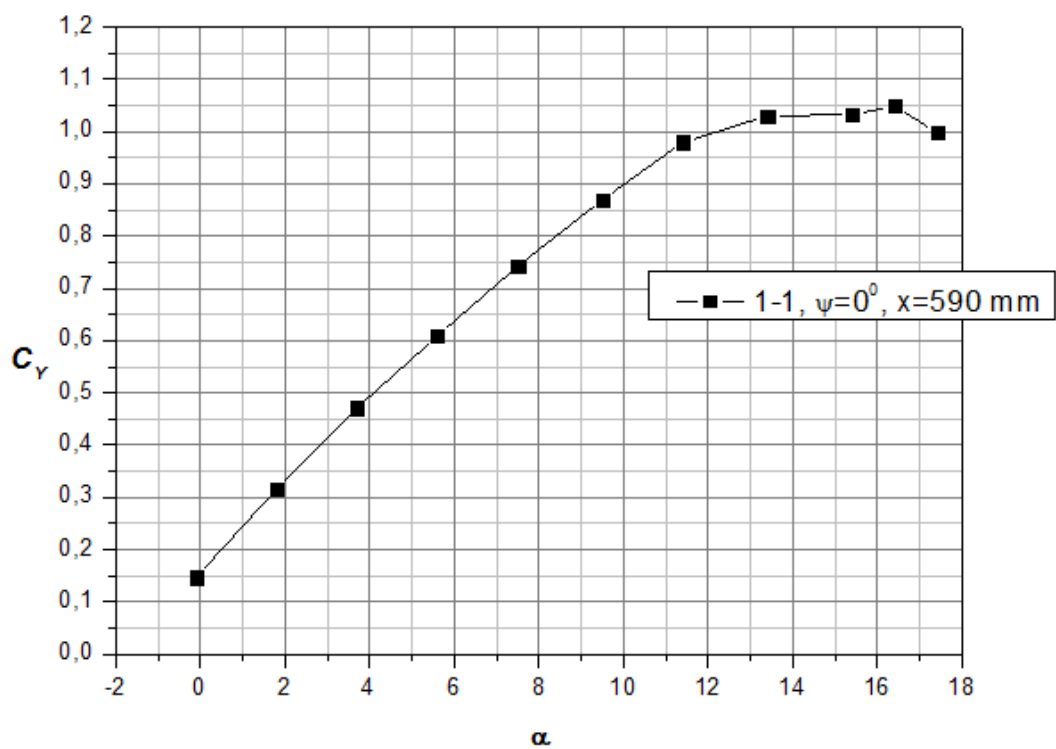


Рис. 3.1.1а

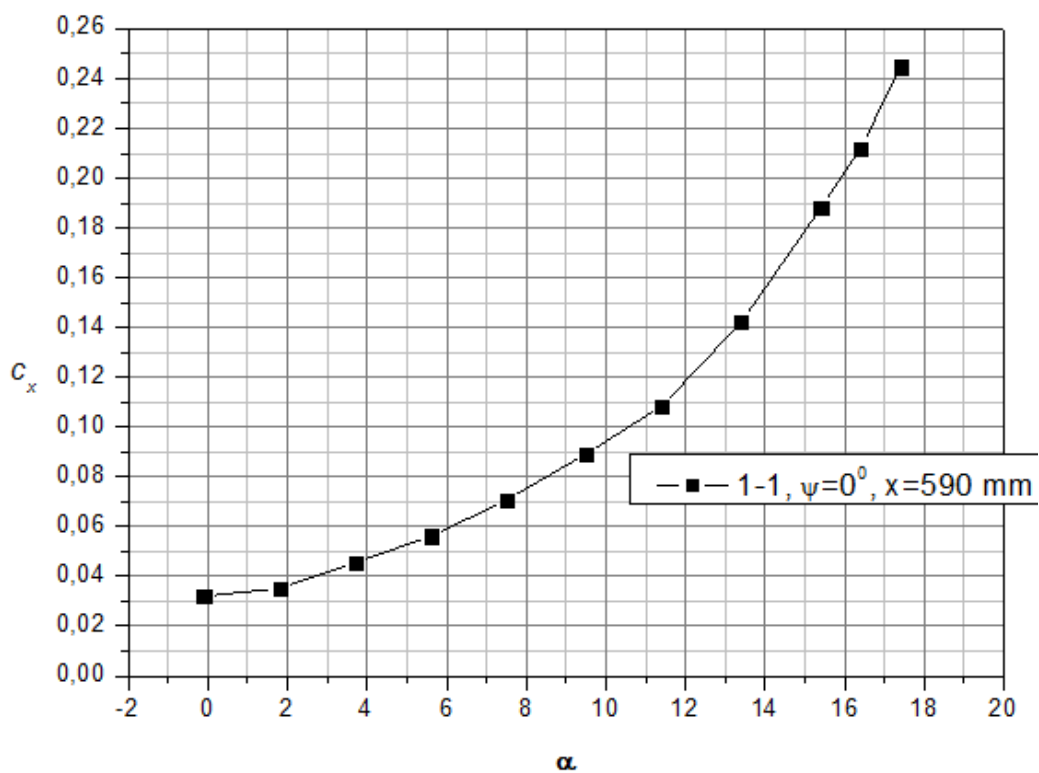


Рис. 3.1.1б

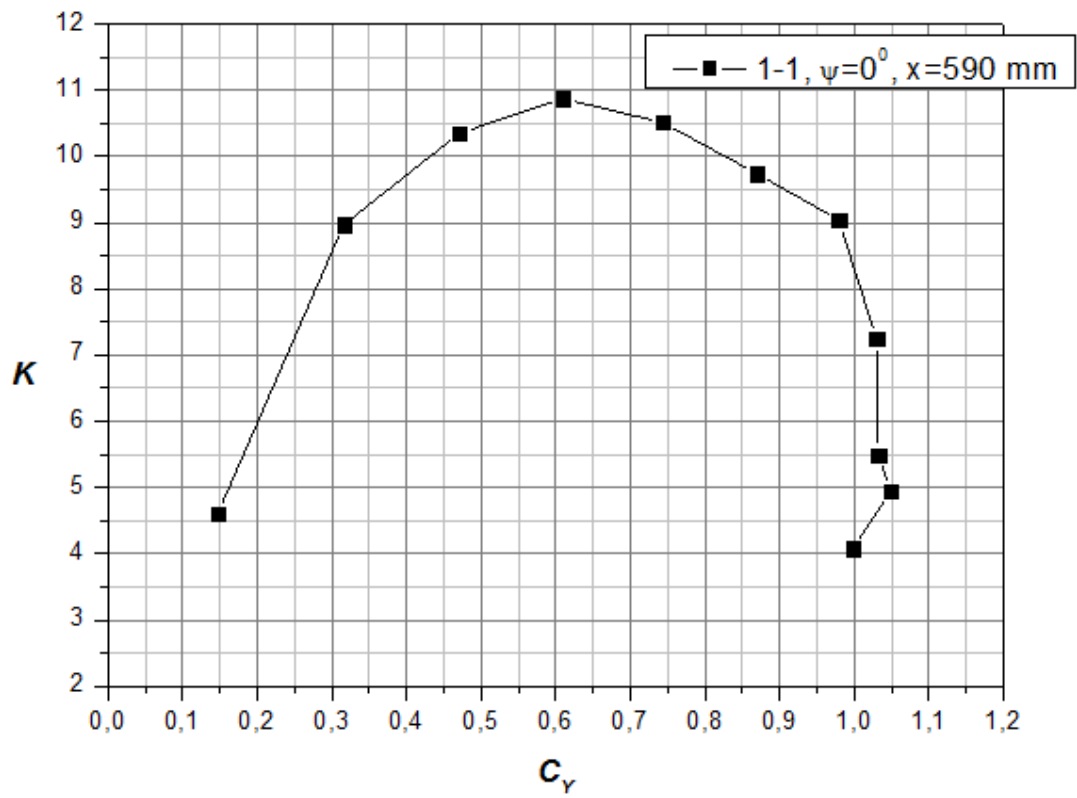


Рис. 3.1.1в

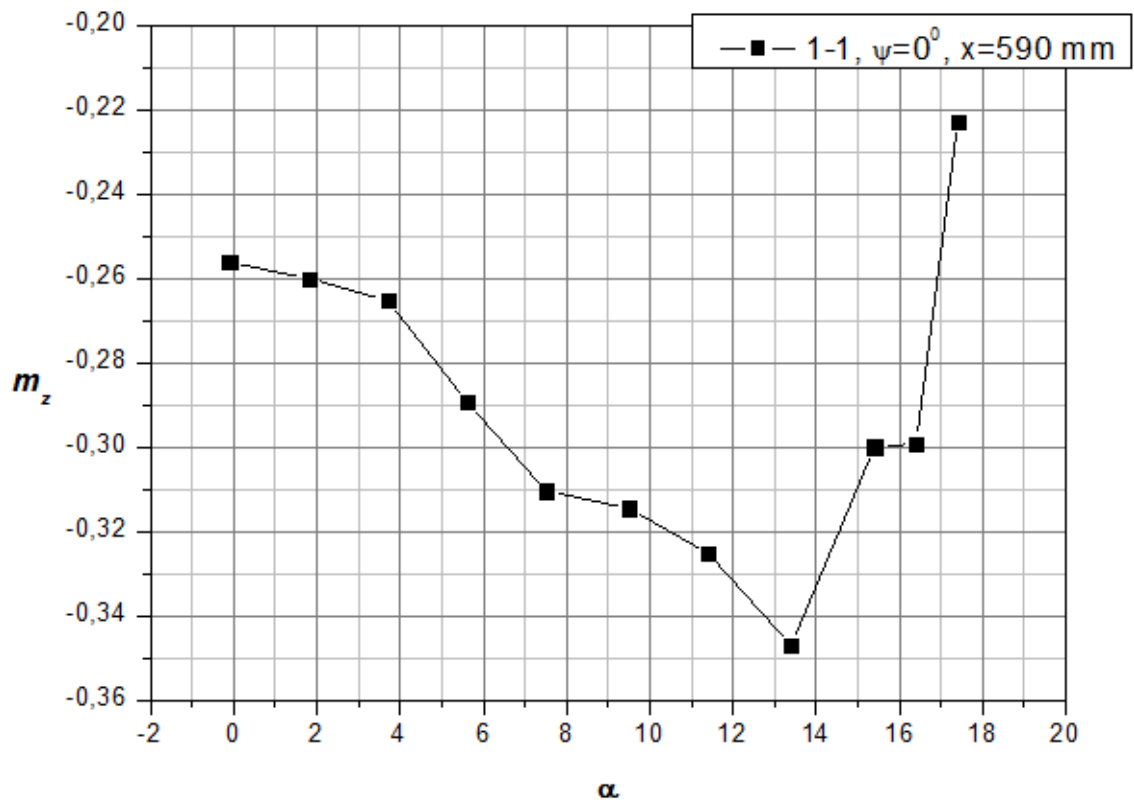


Рис. 3.1.1г

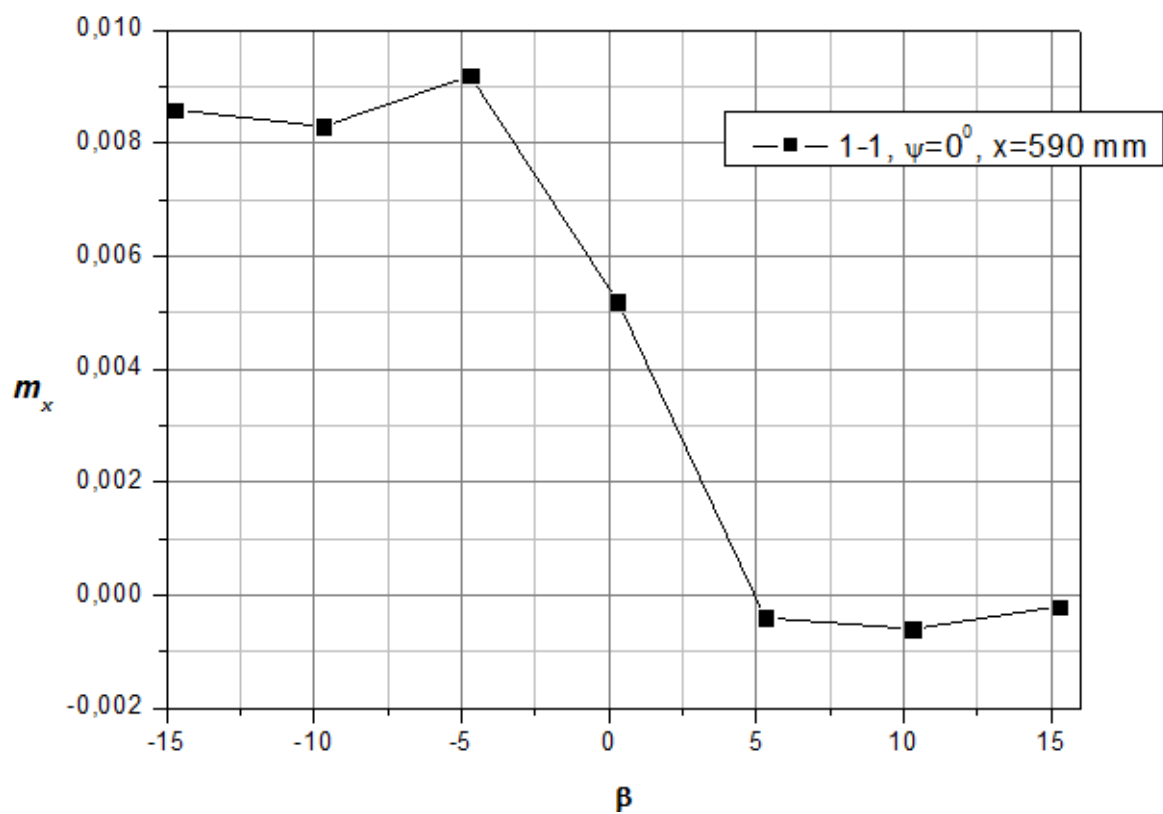


Рис. 3.1.2а

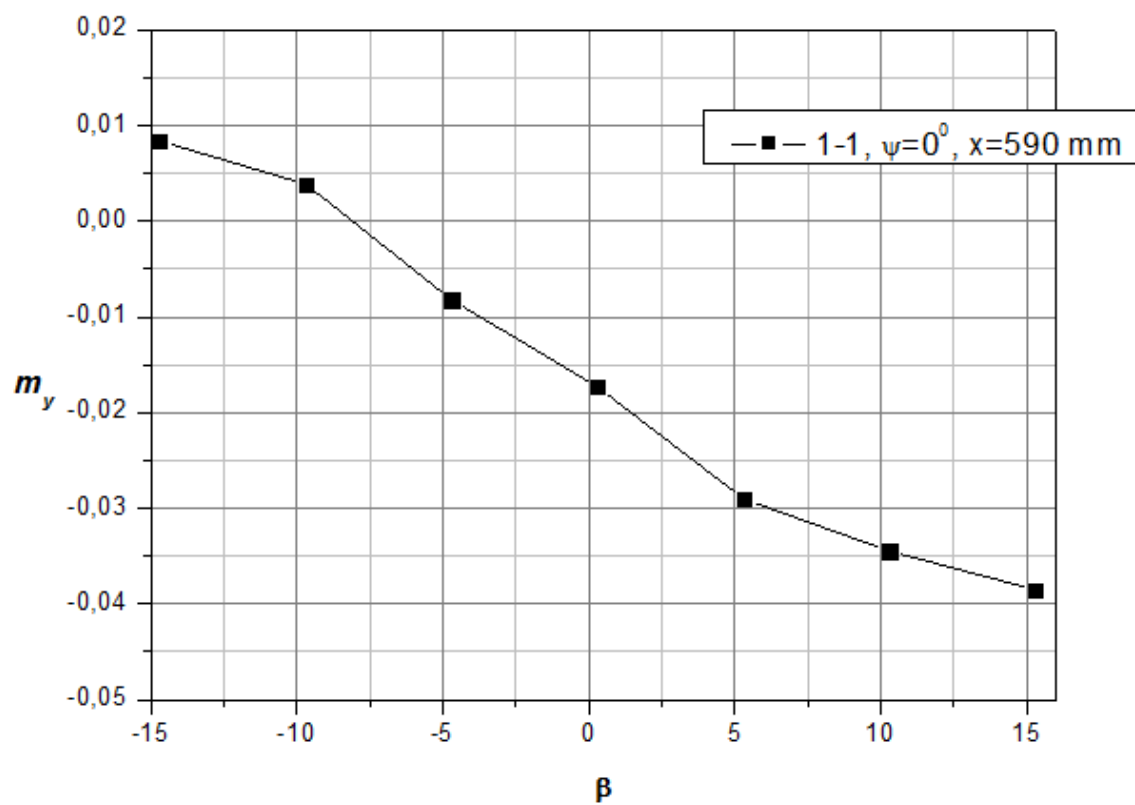


Рис. 3.1.2б

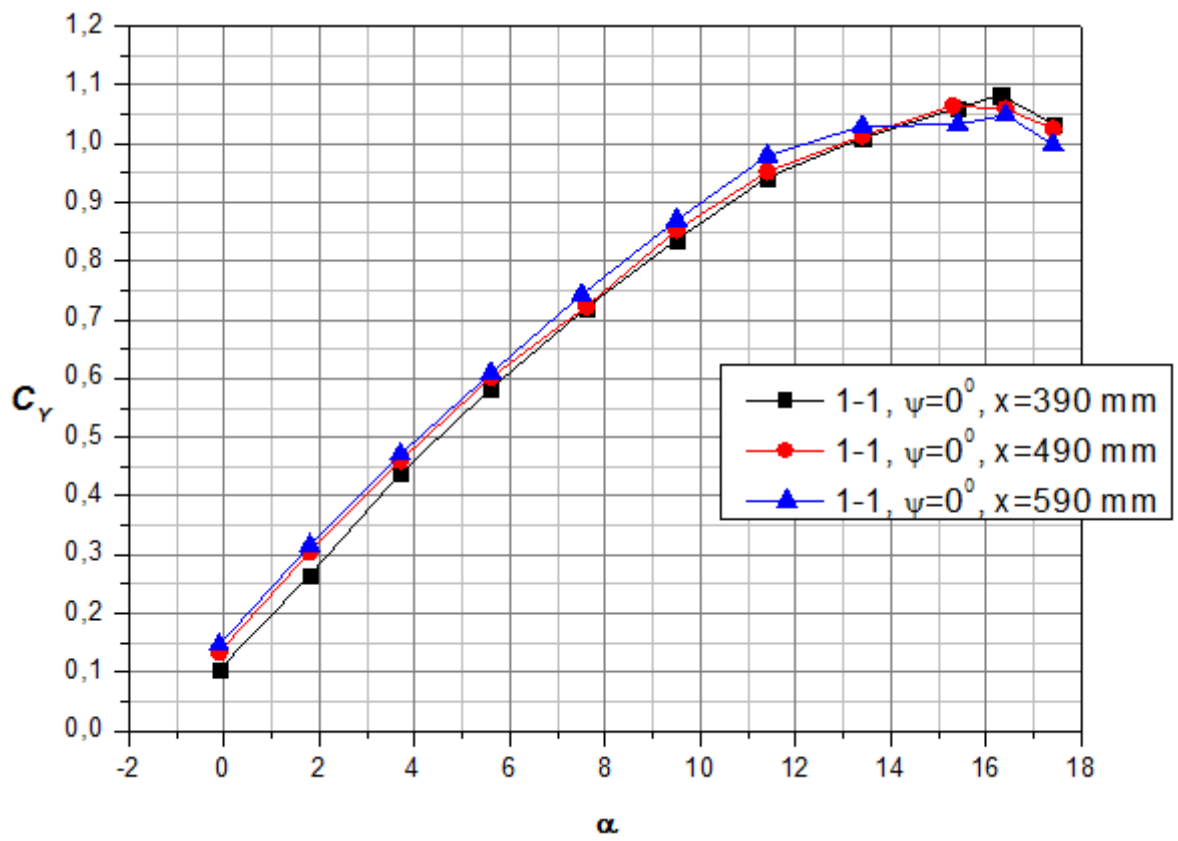


Рис. 3.2.1.а

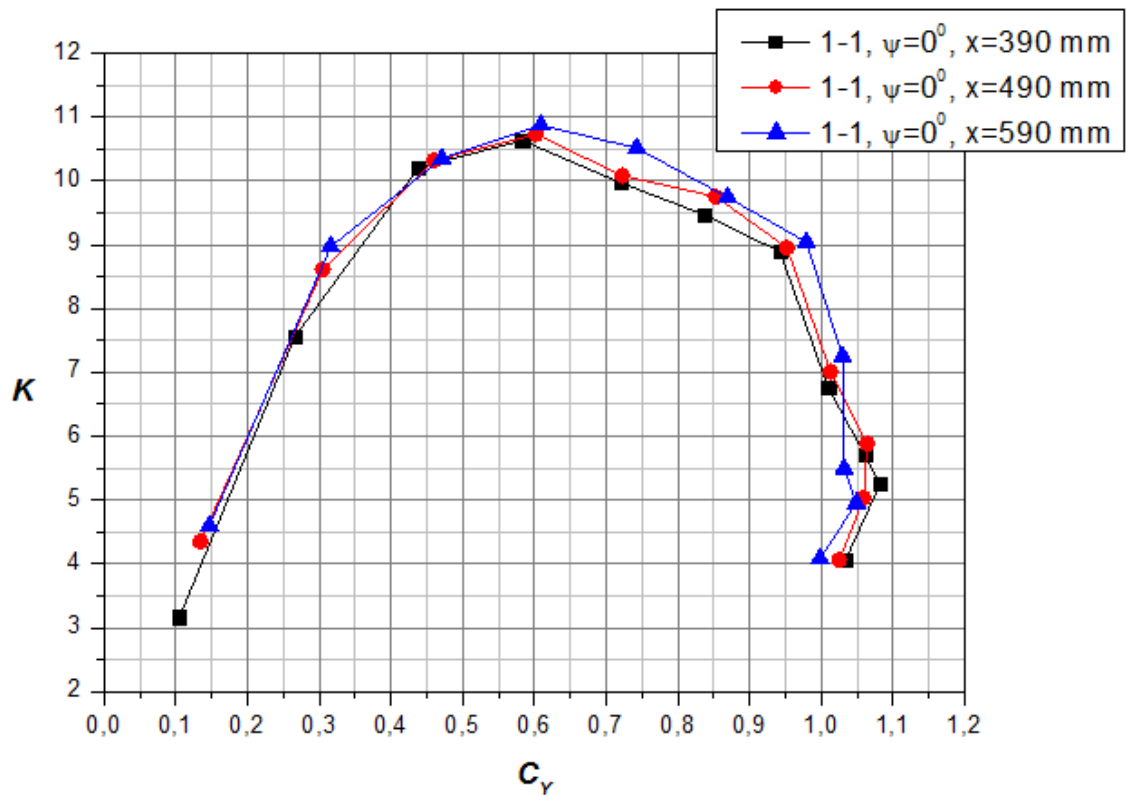


Рис. 3.2.1.б

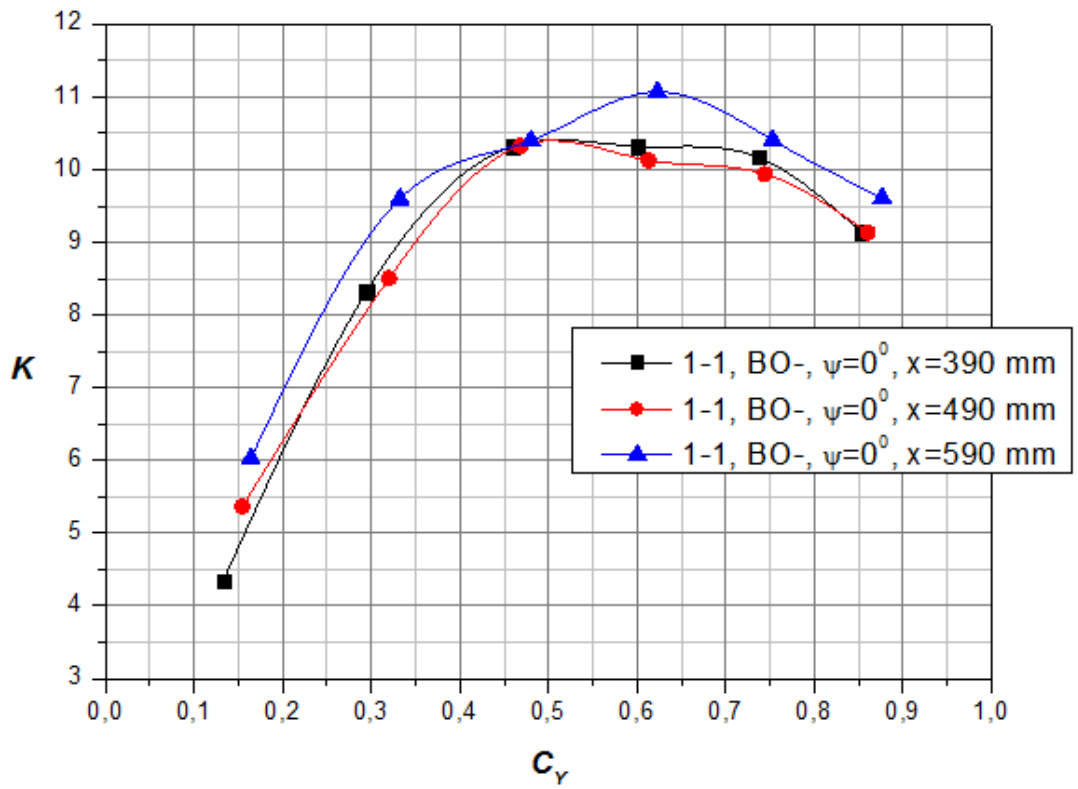


Рис. 3.2.2

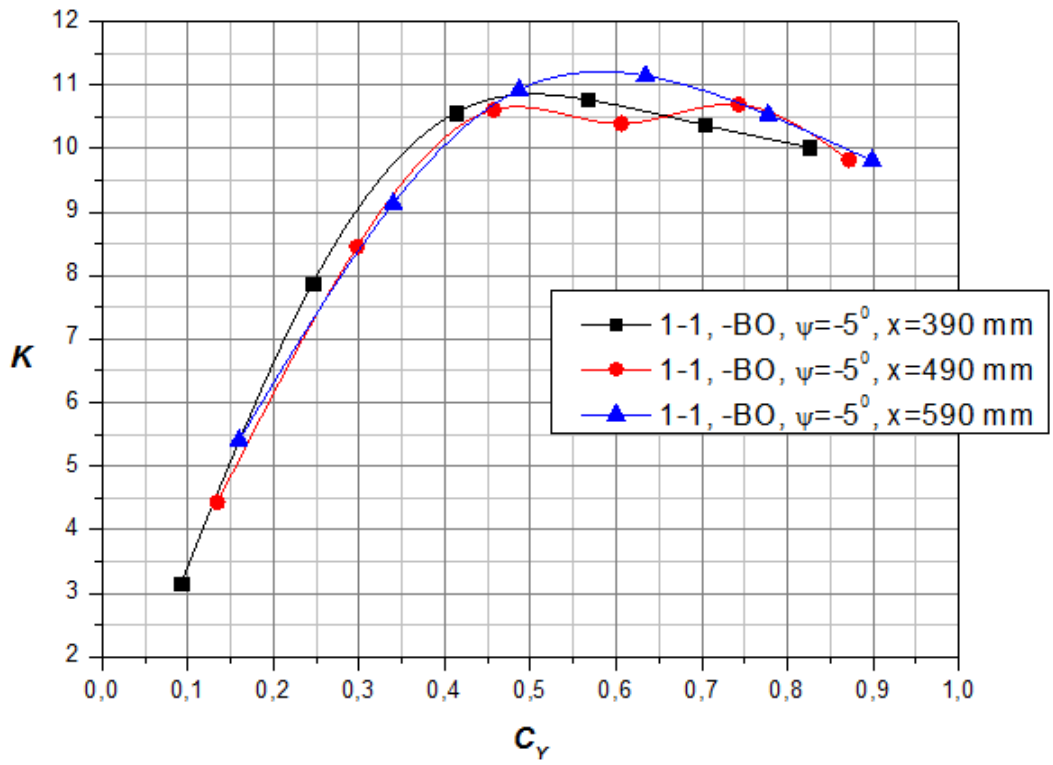


Рис. 3.2.3

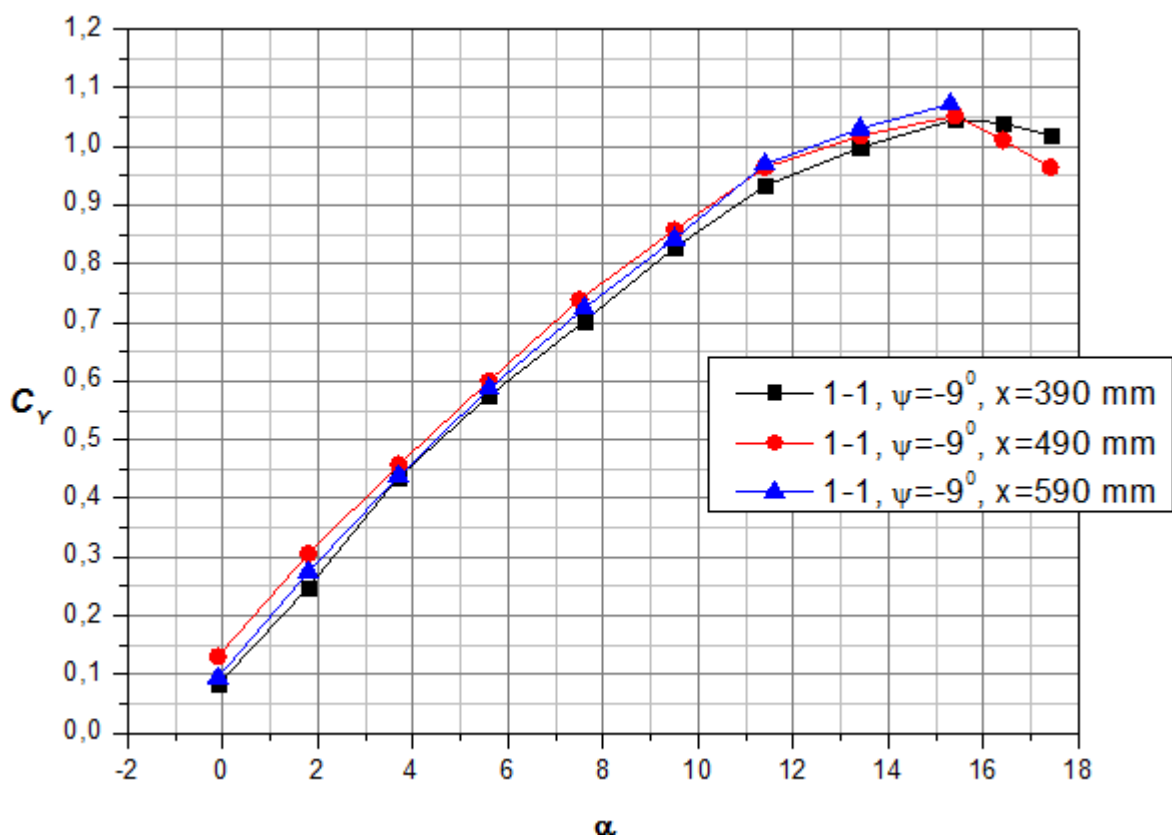


Рис. 3.2.4.а

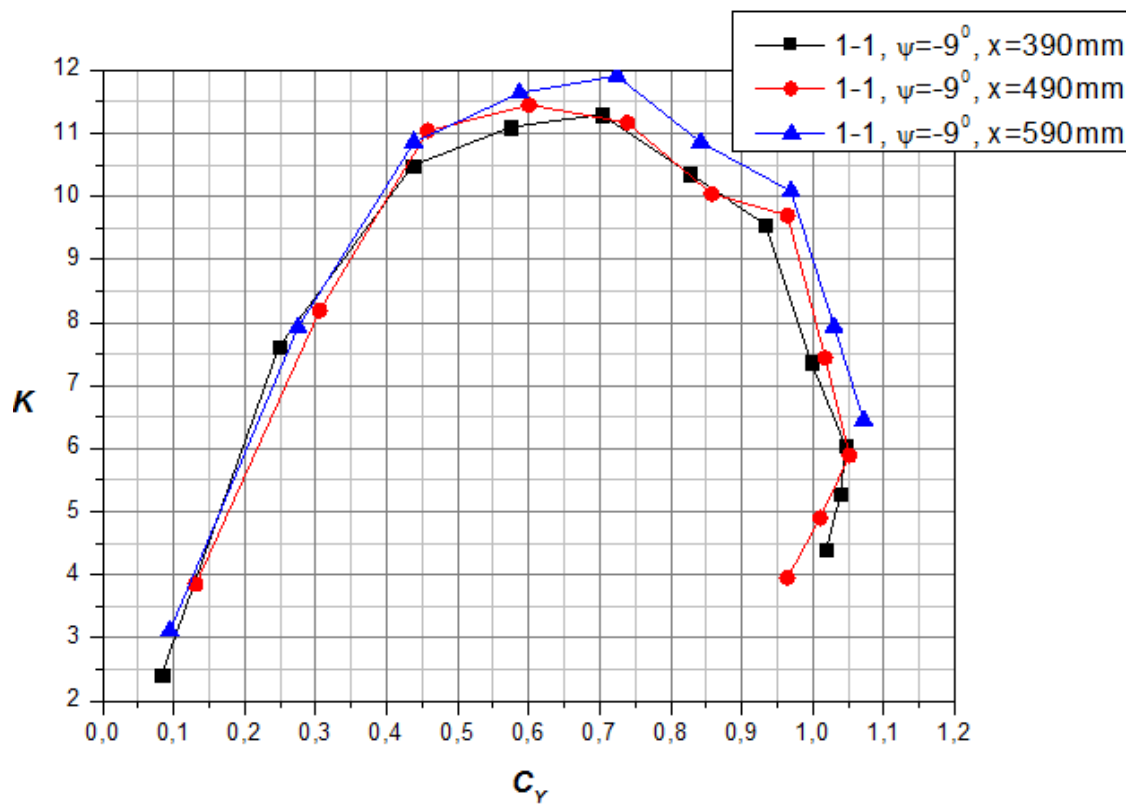


Рис. 3.2.4.б

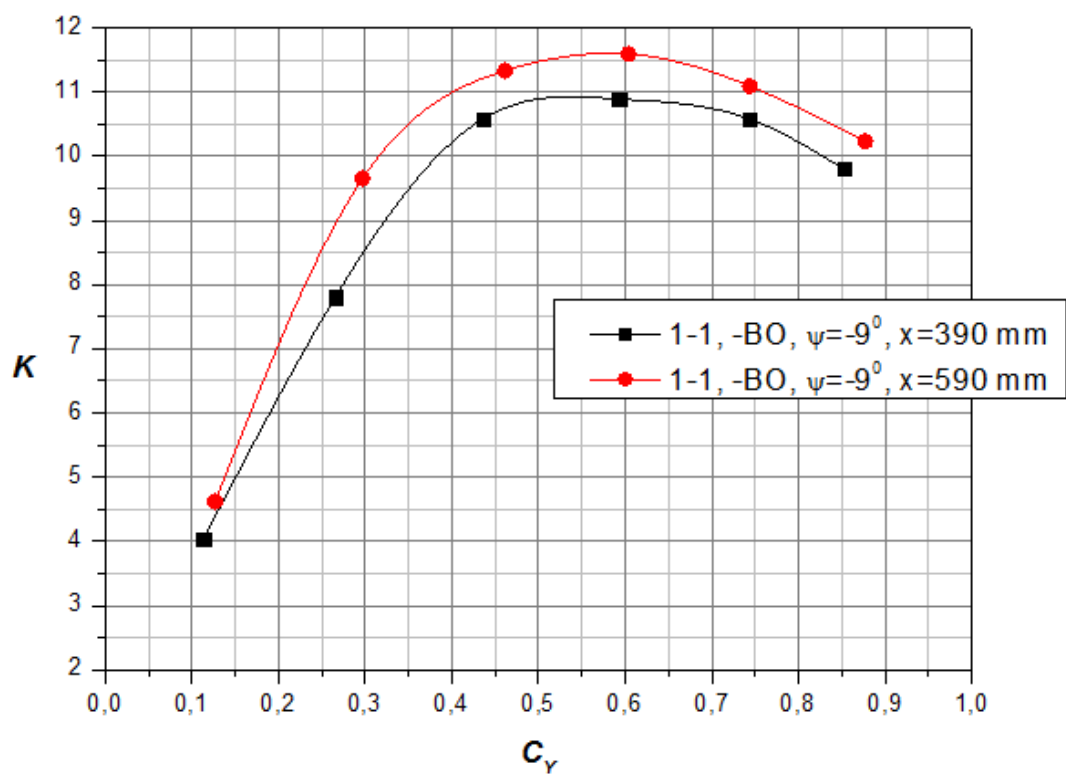


Рис. 3.2.5

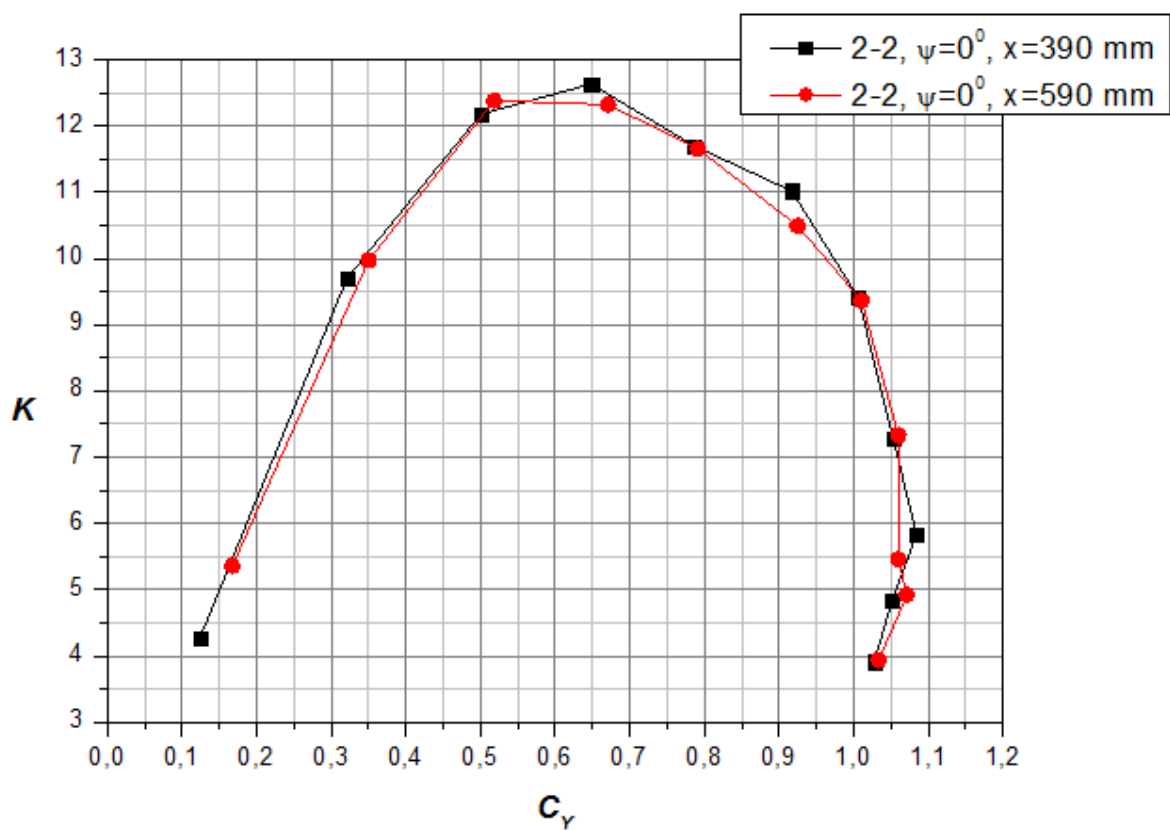


Рис. 3.2.6

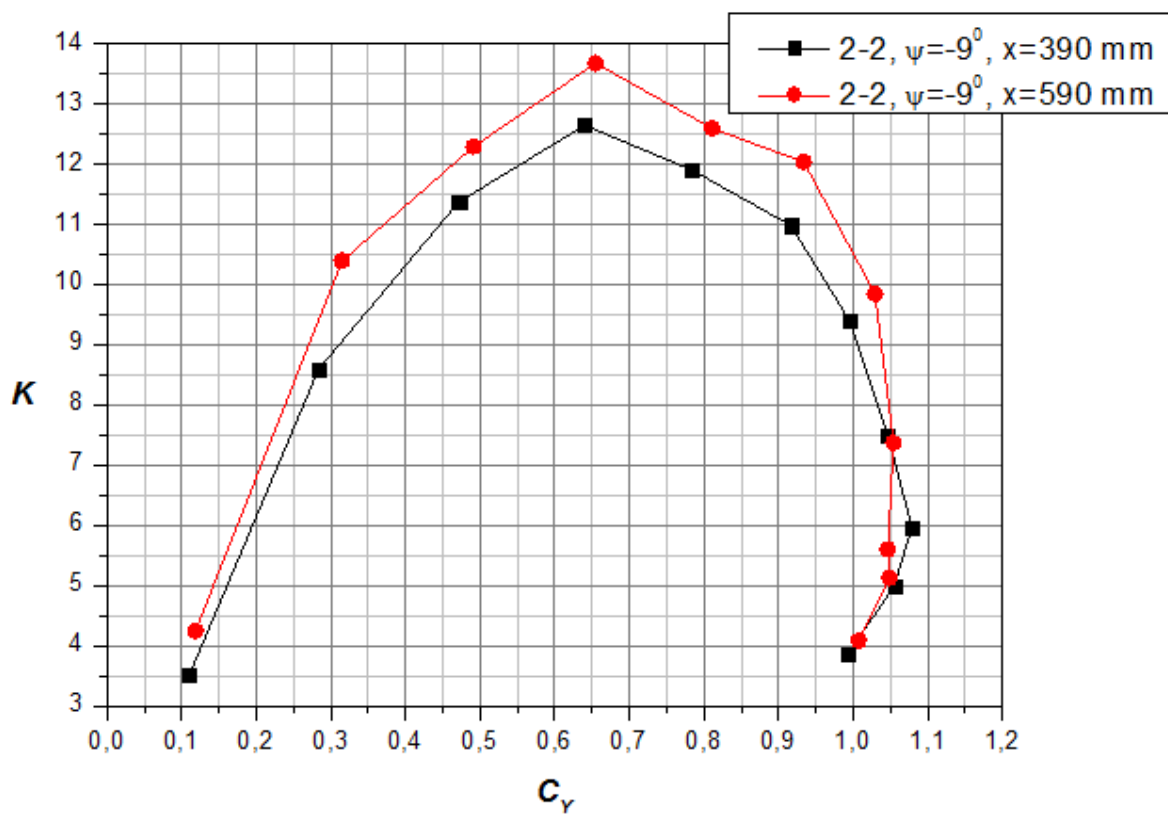


Рис. 3.2.7.

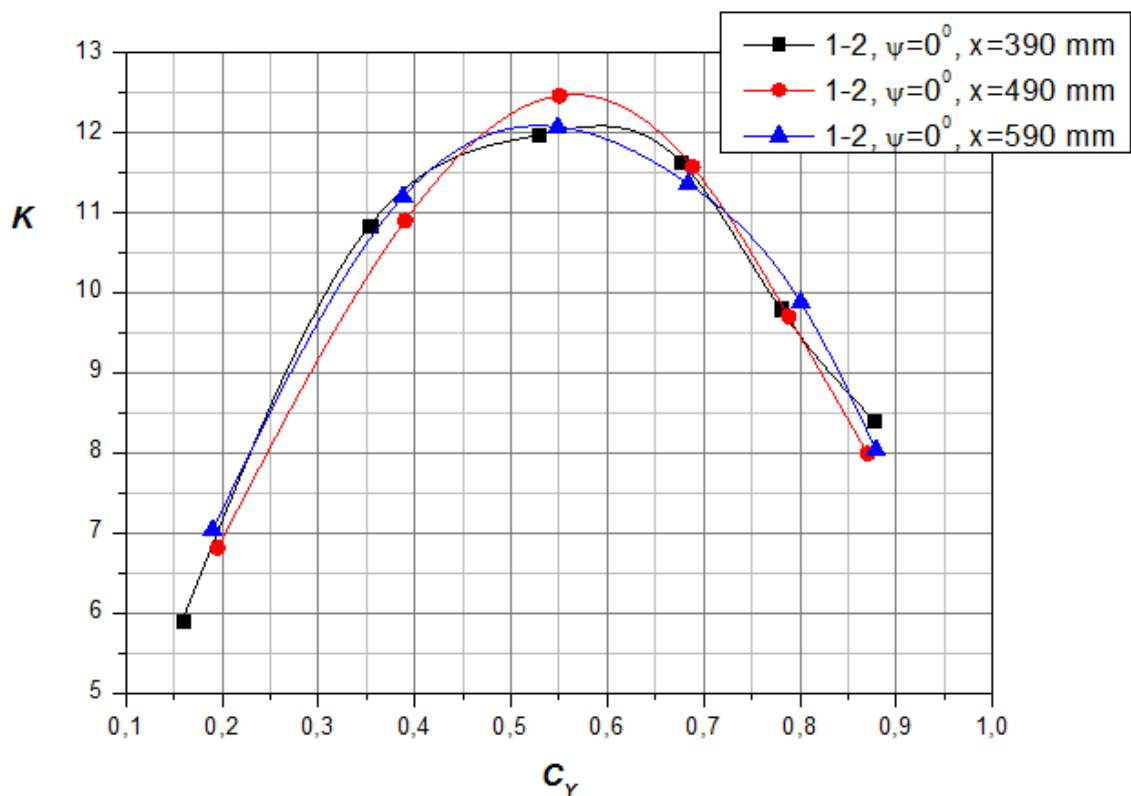


Рис. 3.2.8.

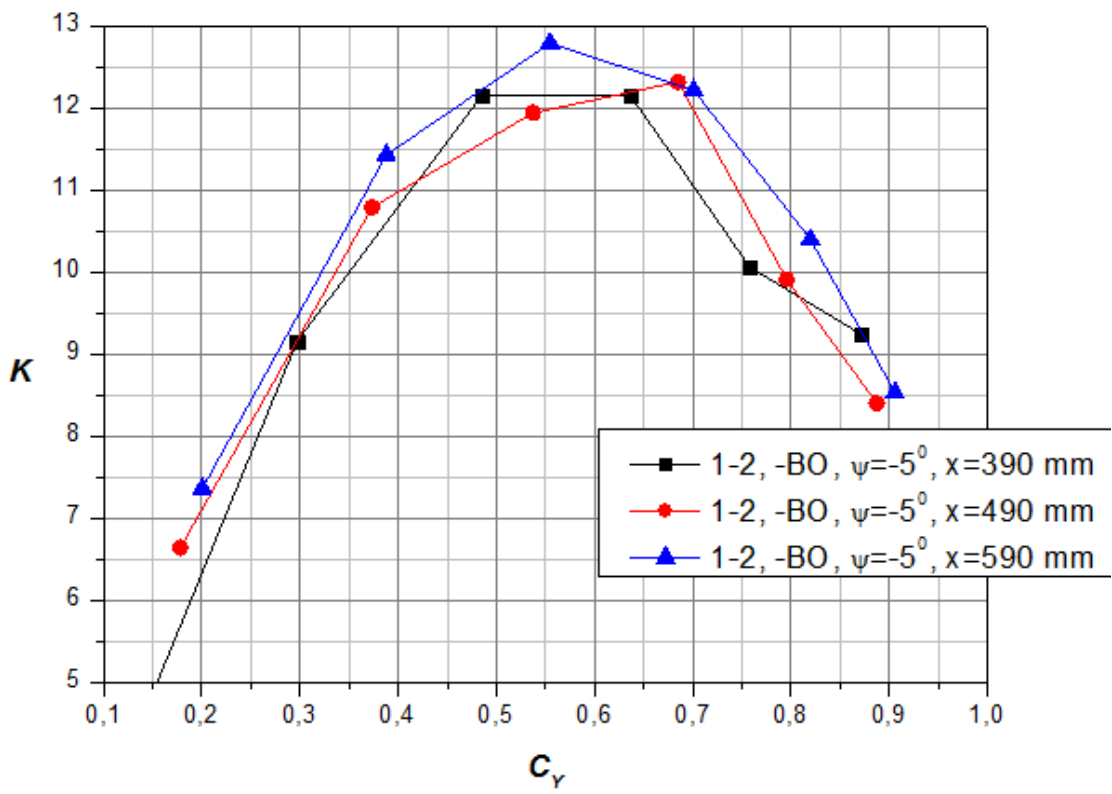


Рис. 3.2.9.

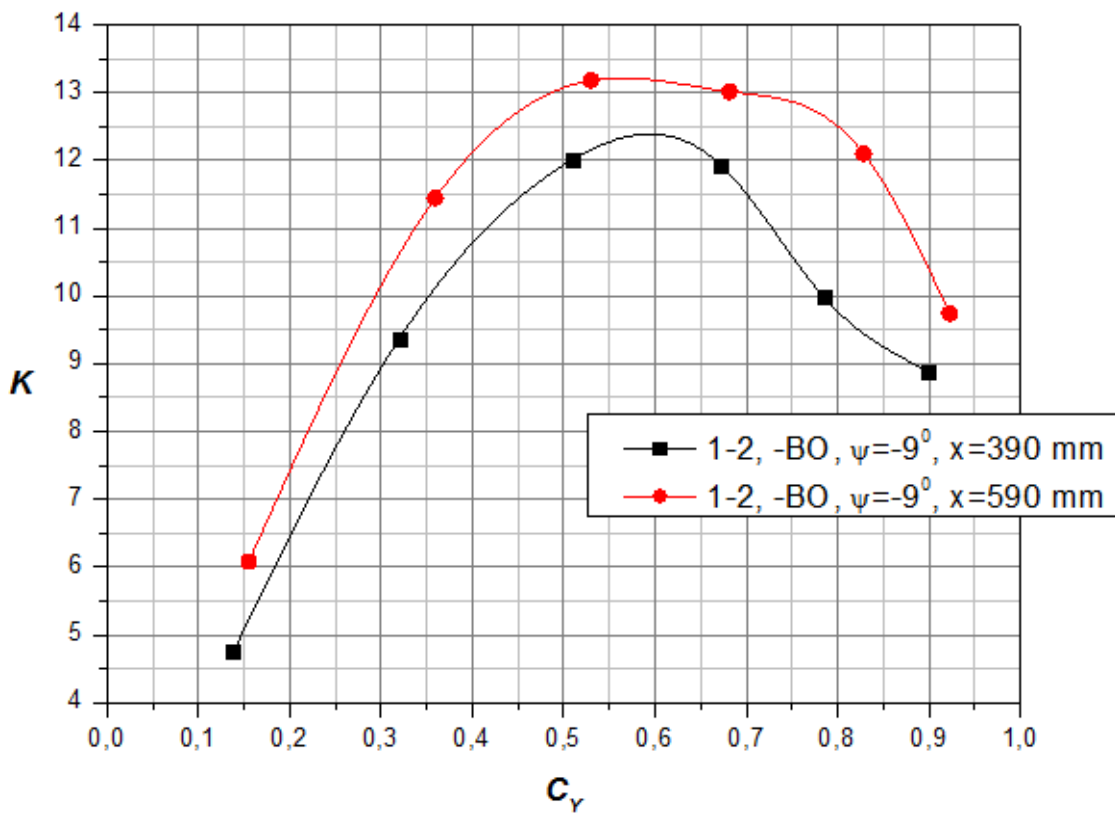


Рис. 3.2.10.

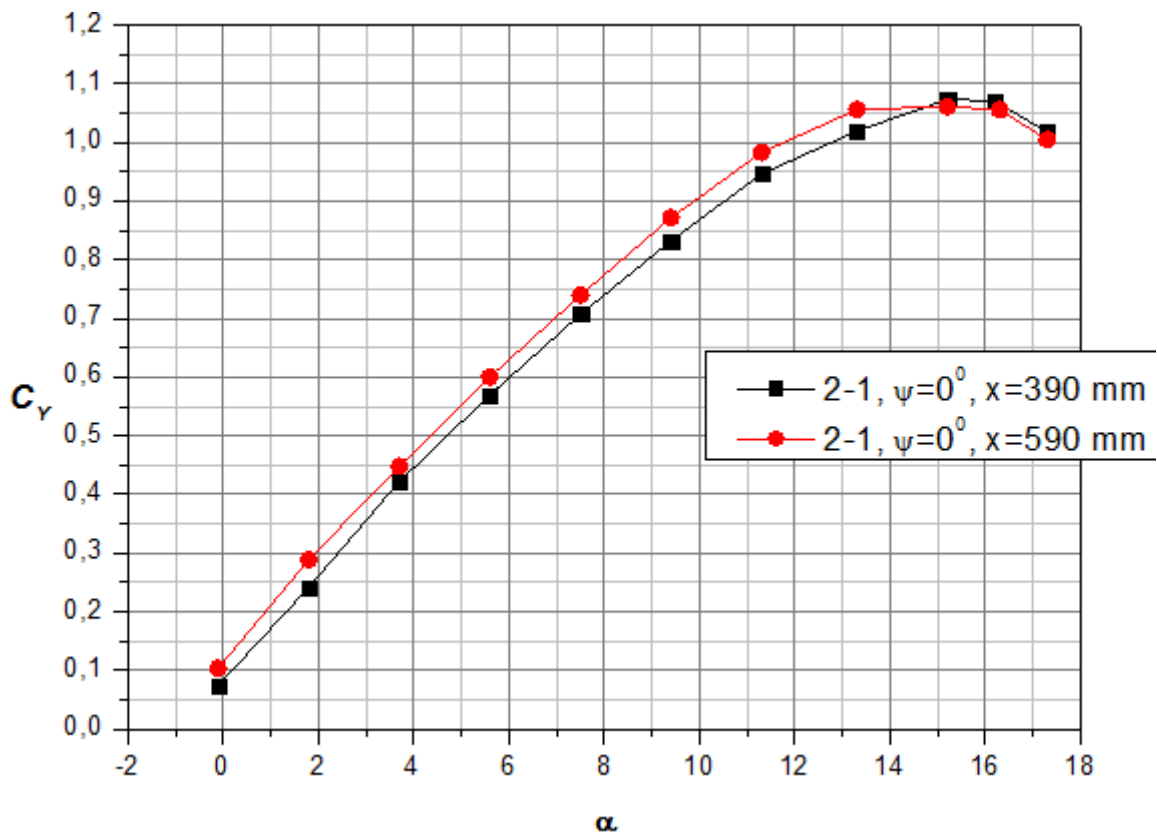


Рис. 3.2.11а

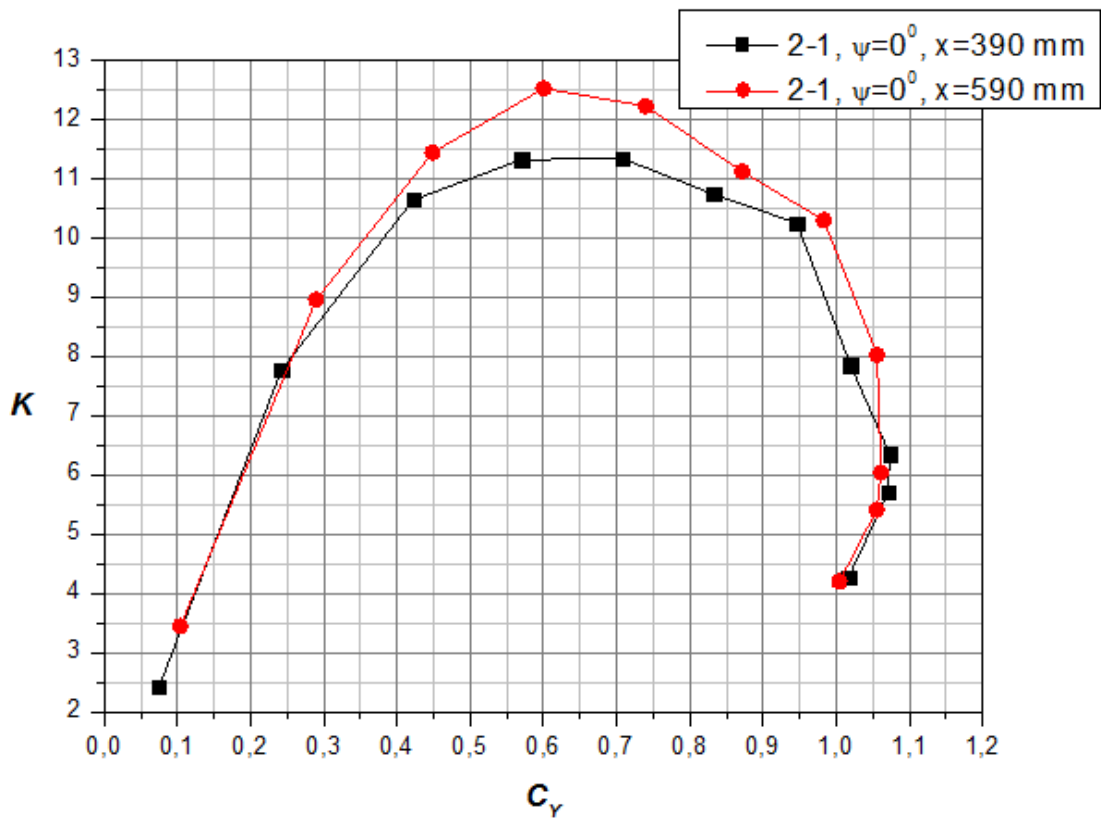


Рис. 3.2.11б

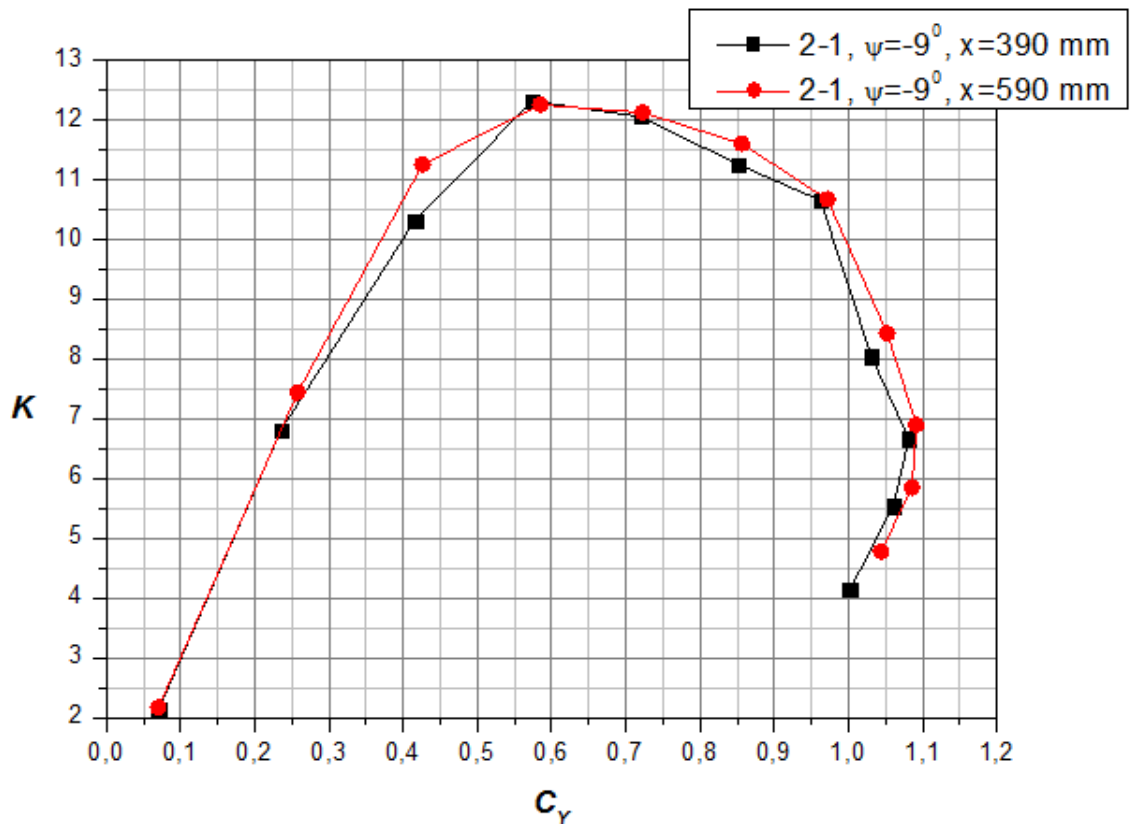


Рис. 3.2.13б

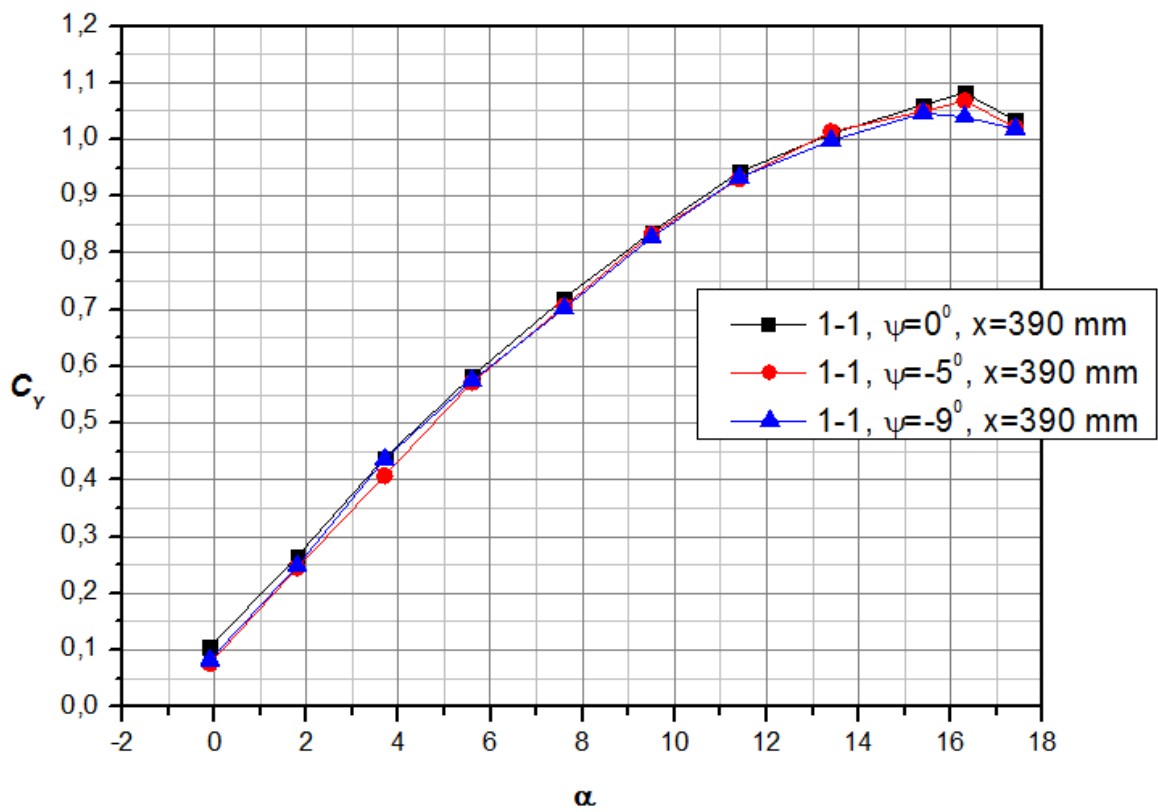


Рис. 3.3.1а

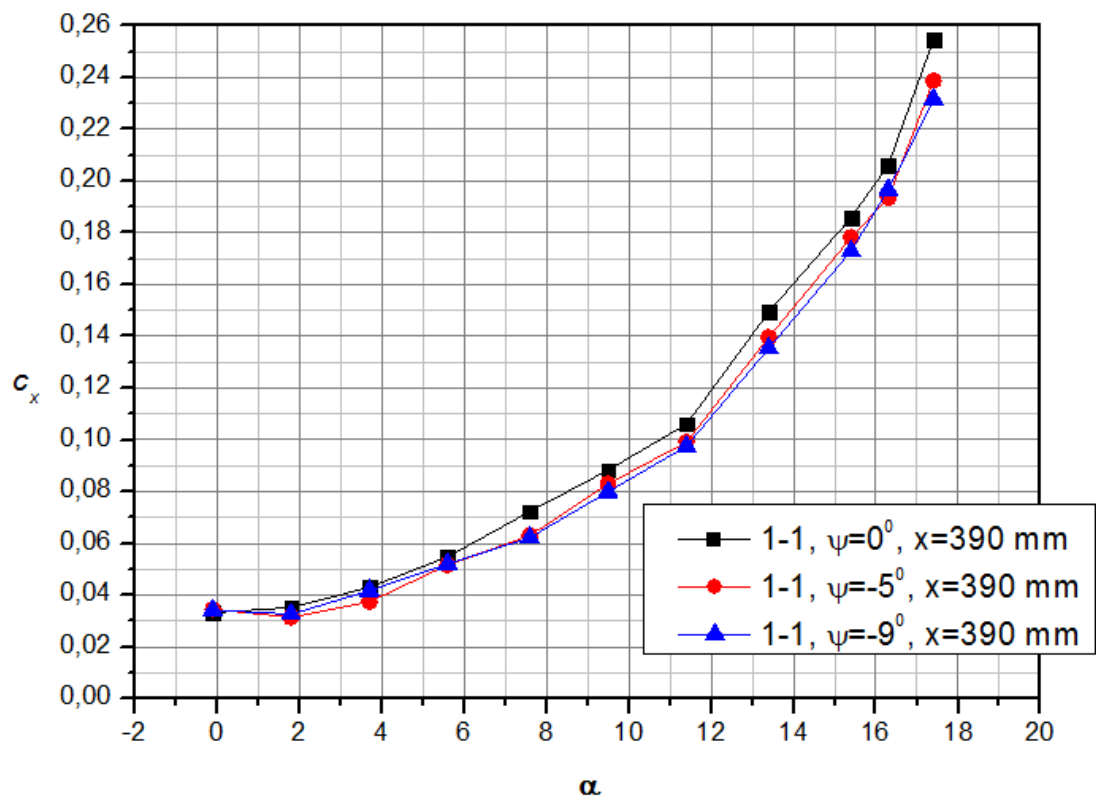


Рис. 3.3.1б

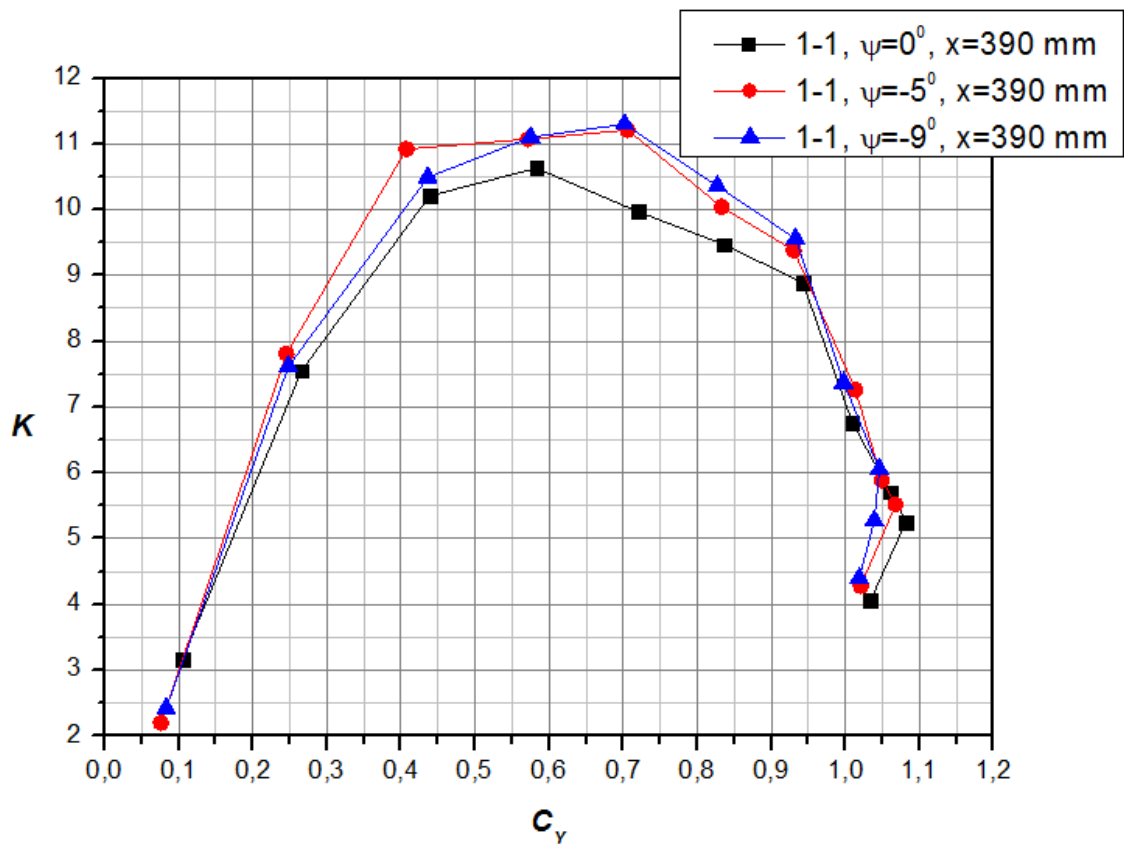


Рис. 3.3.1в

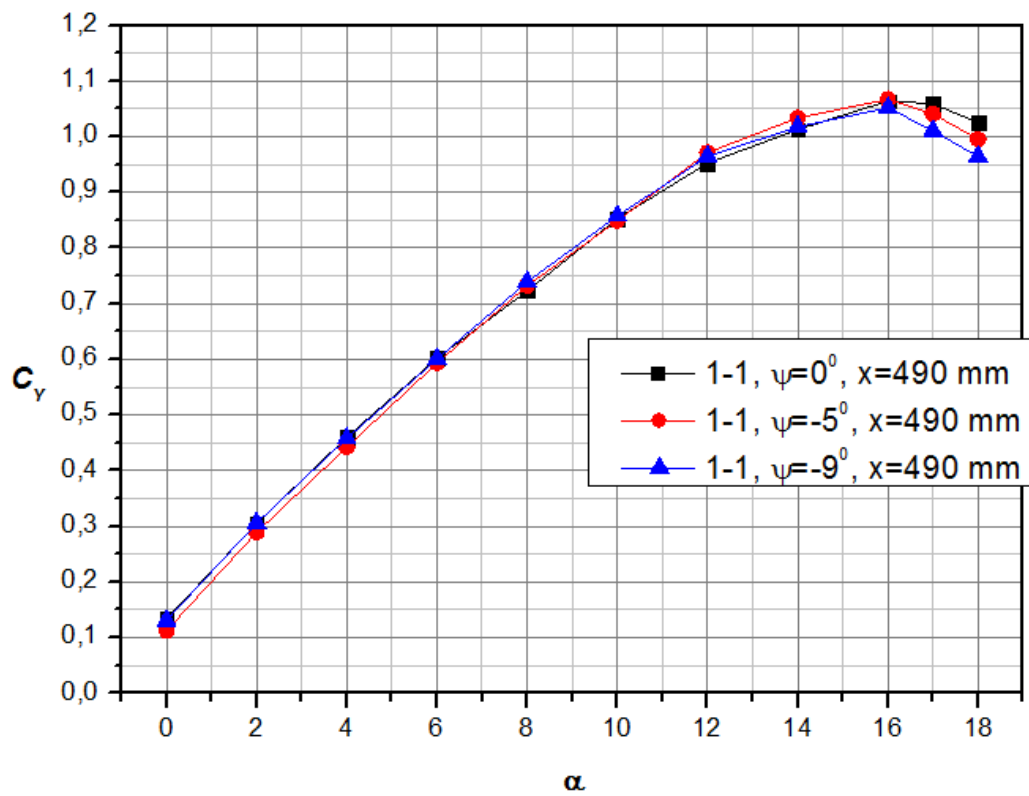


Рис. 3.3.2а

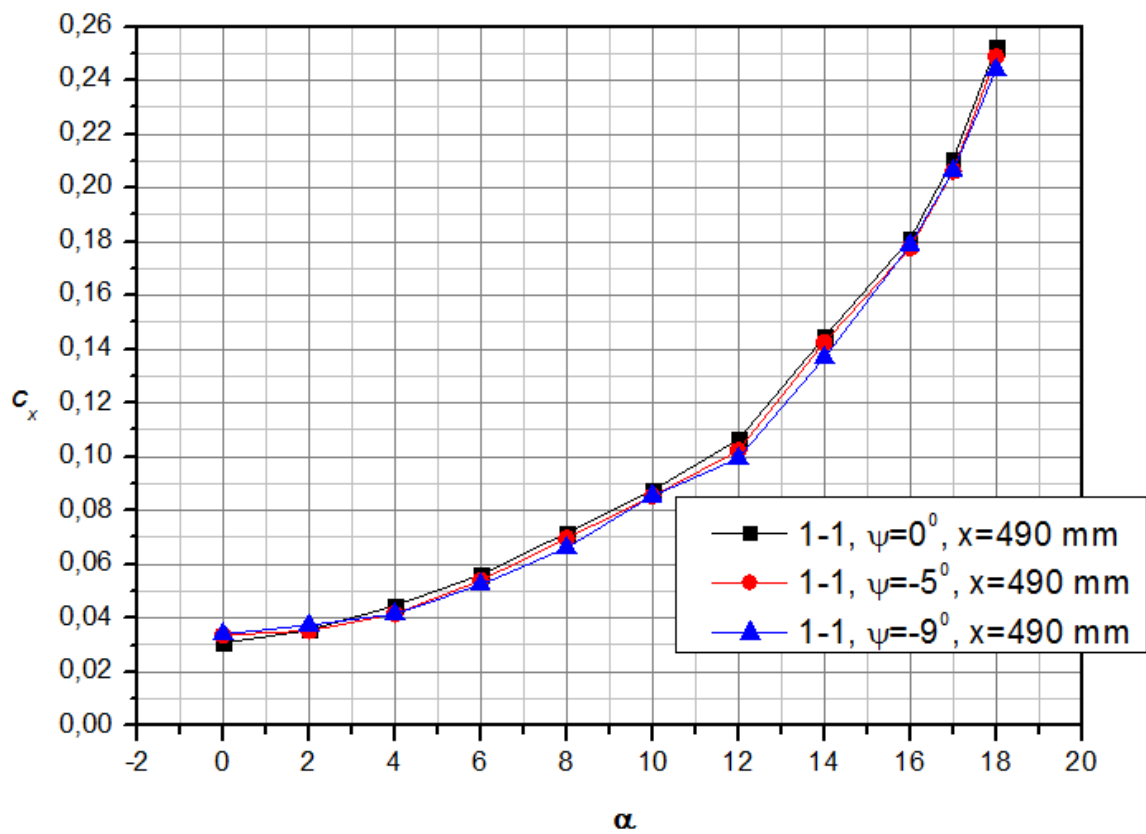


Рис. 3.3.2б

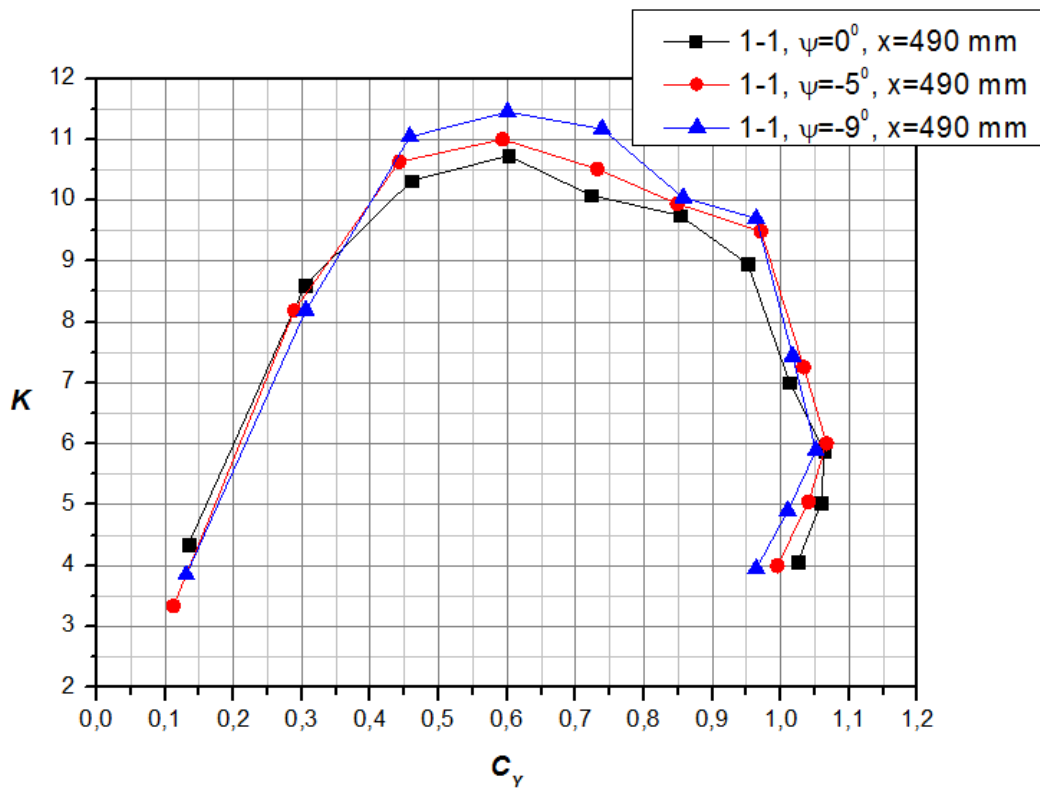


Рис. 3.3.2в

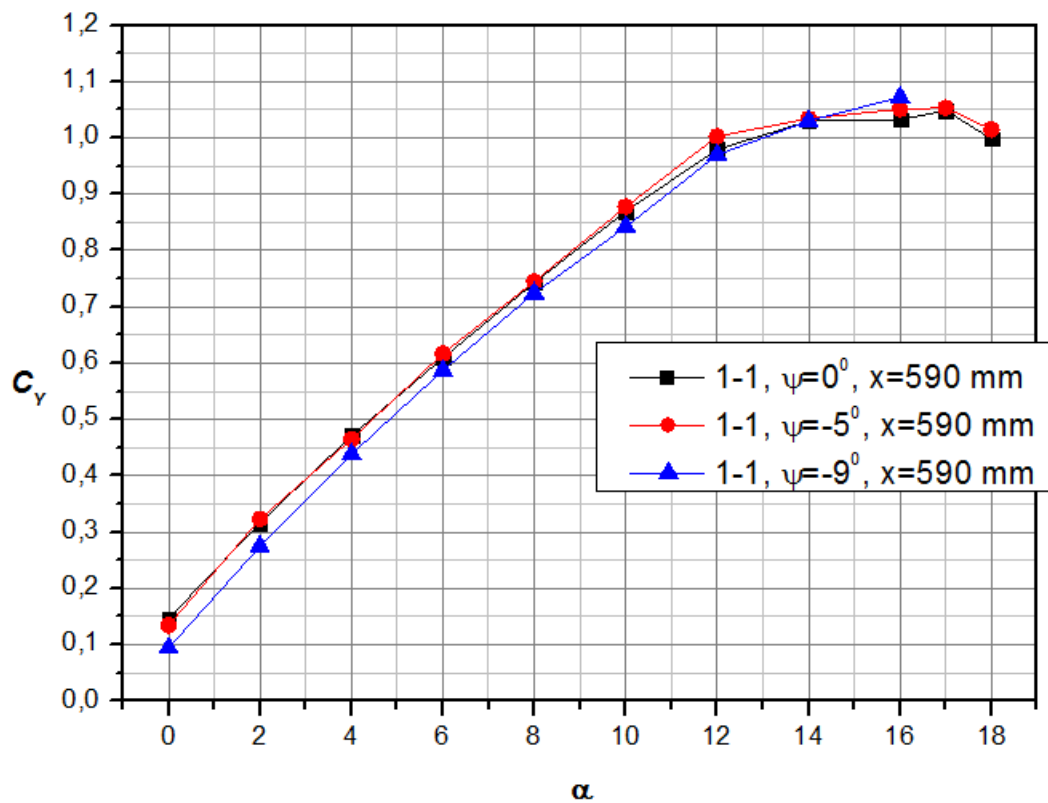


Рис. 3.3.3а

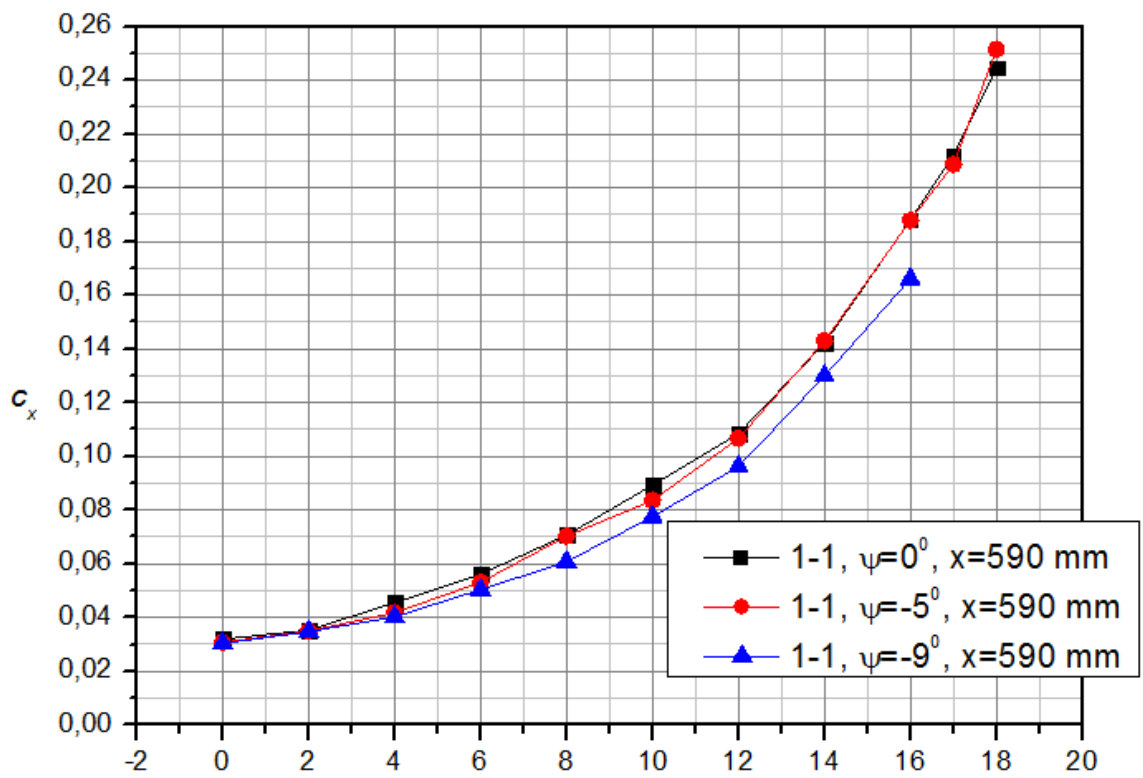


Рис. 3.3.3б

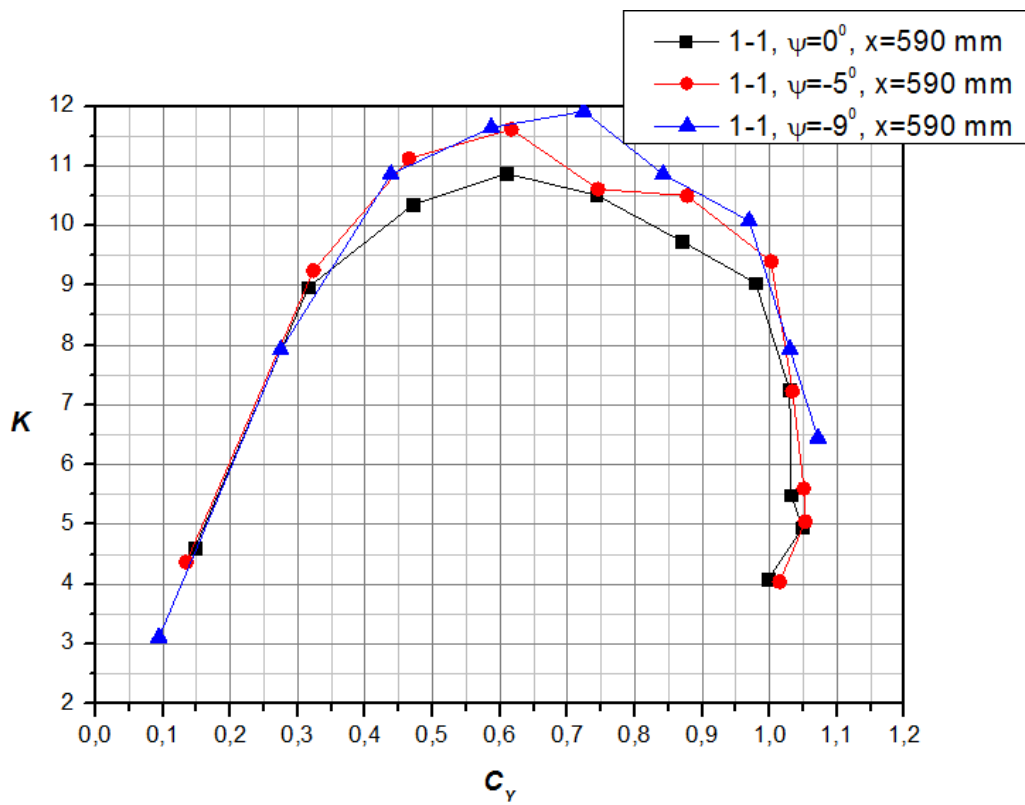


Рис. 3.3.3в

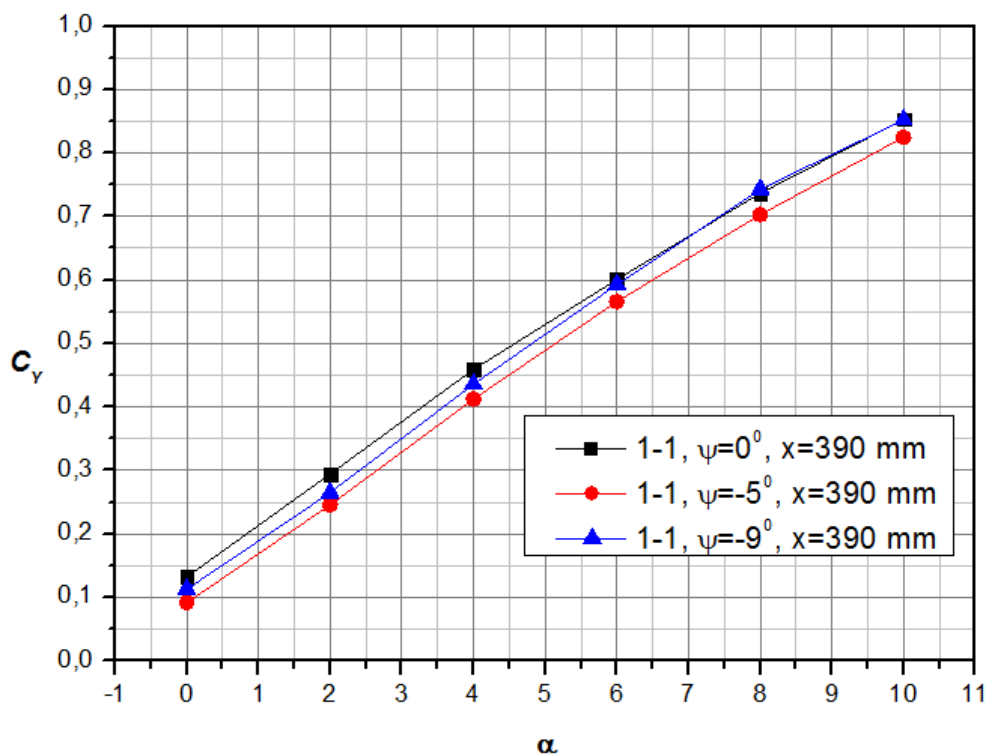


Рис. 3.3.4 Без ВО

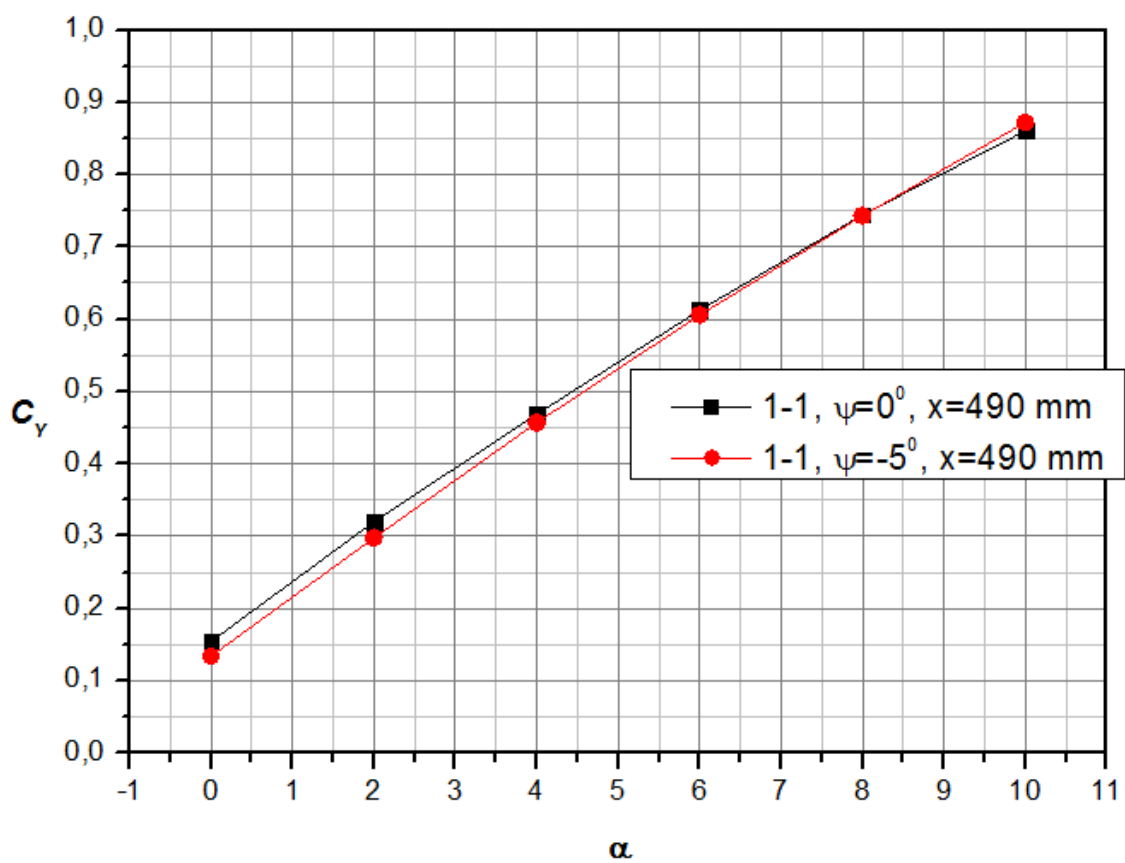


Рис. 3.3.5 Без ВО

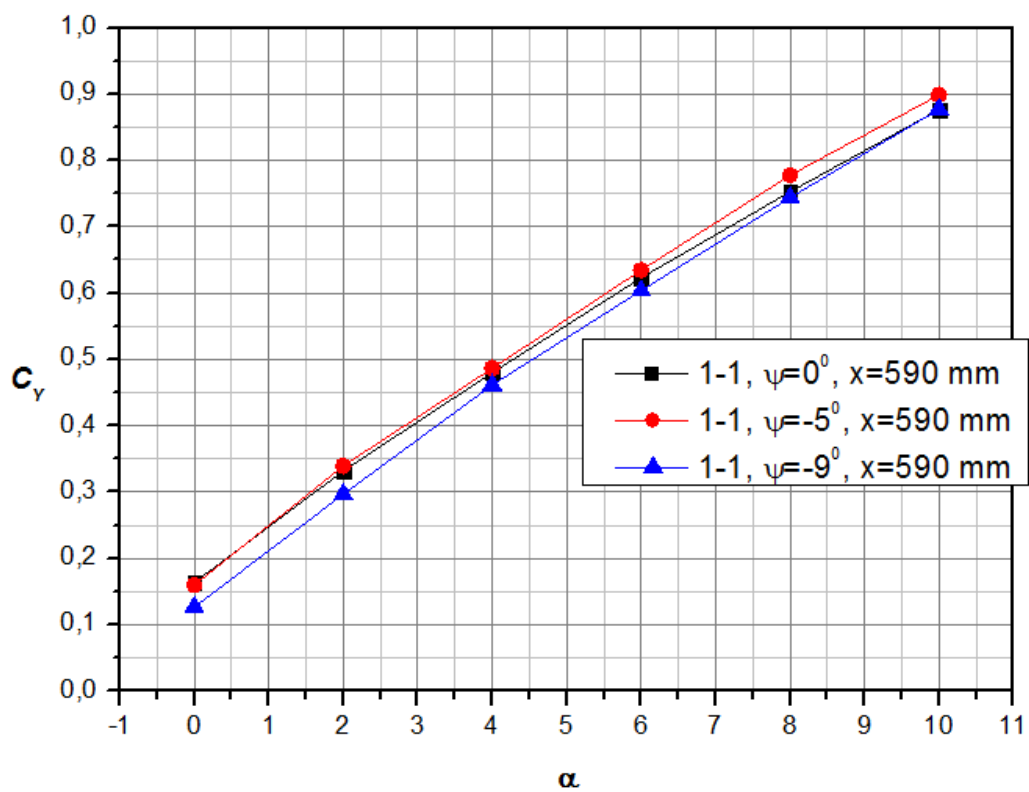


Рис. 3.3.6 Без ВО

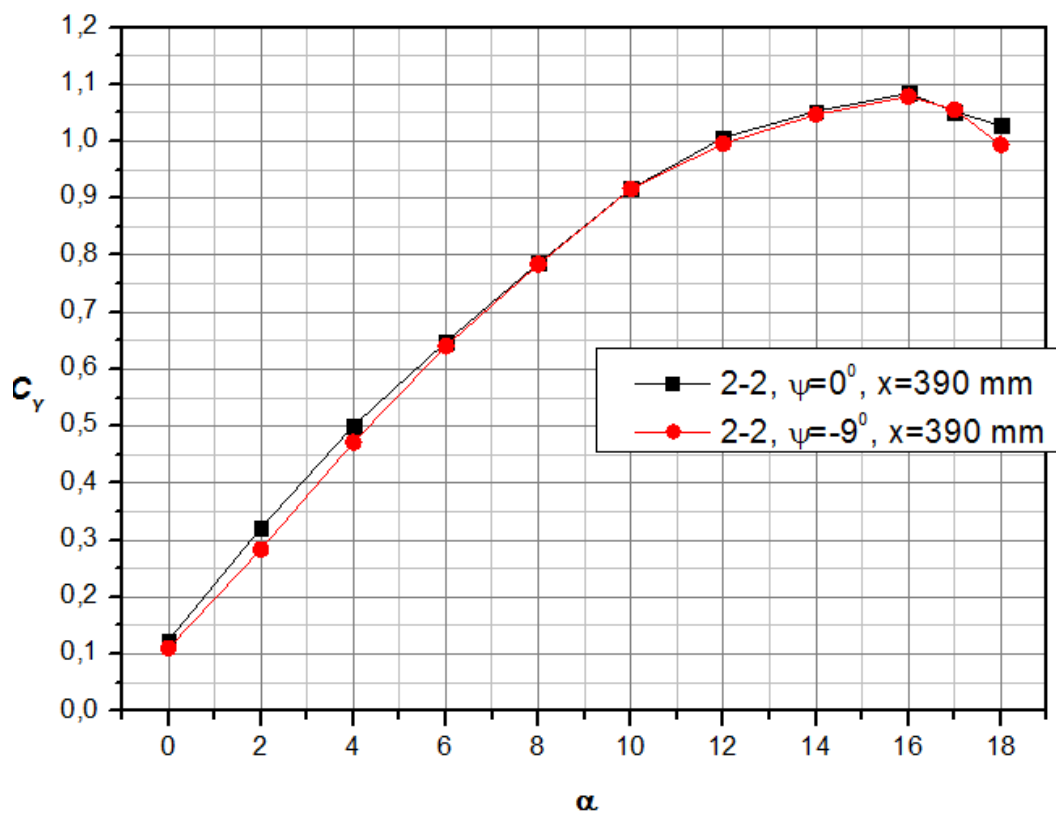


Рис. 3.3.7а.

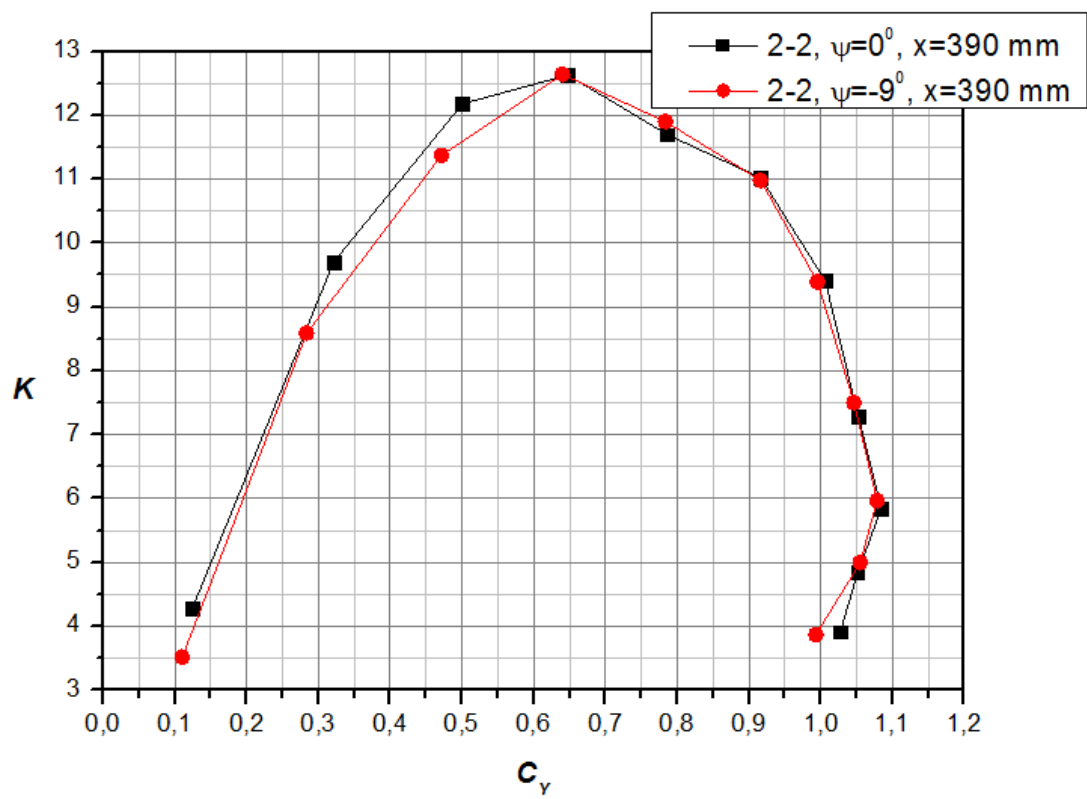


Рис. 3.3.7б.

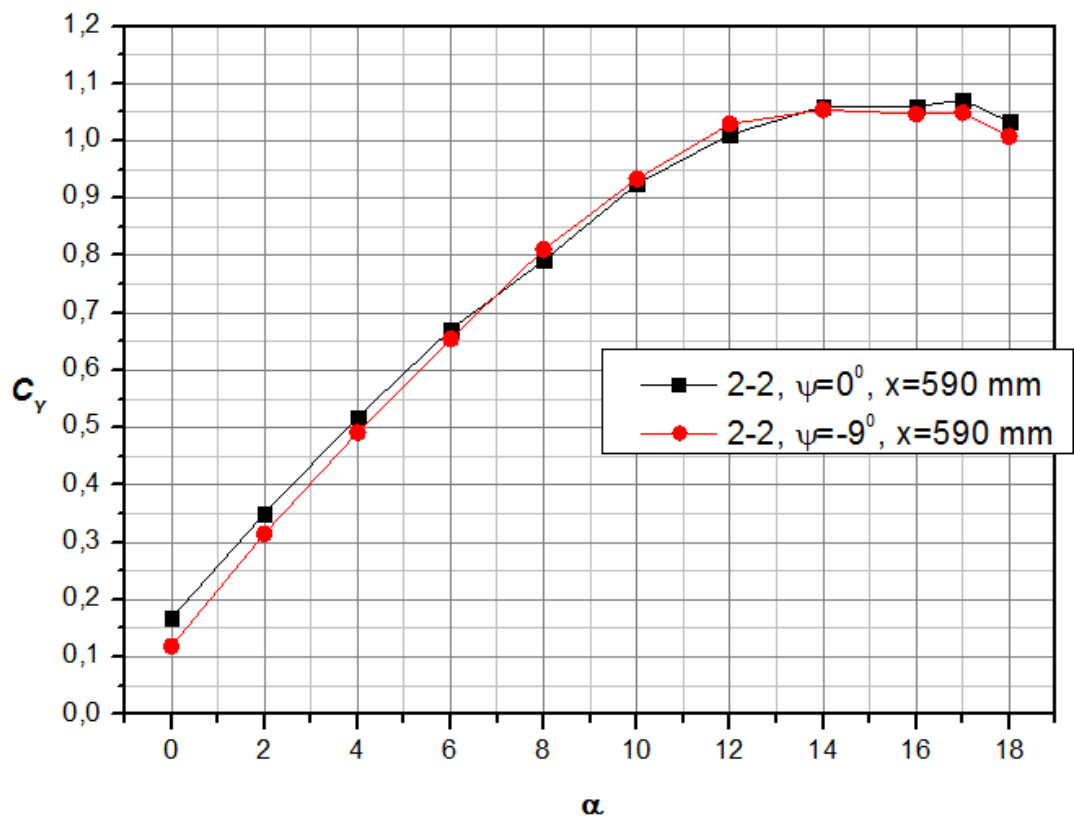


Рис. 3.3.8а.

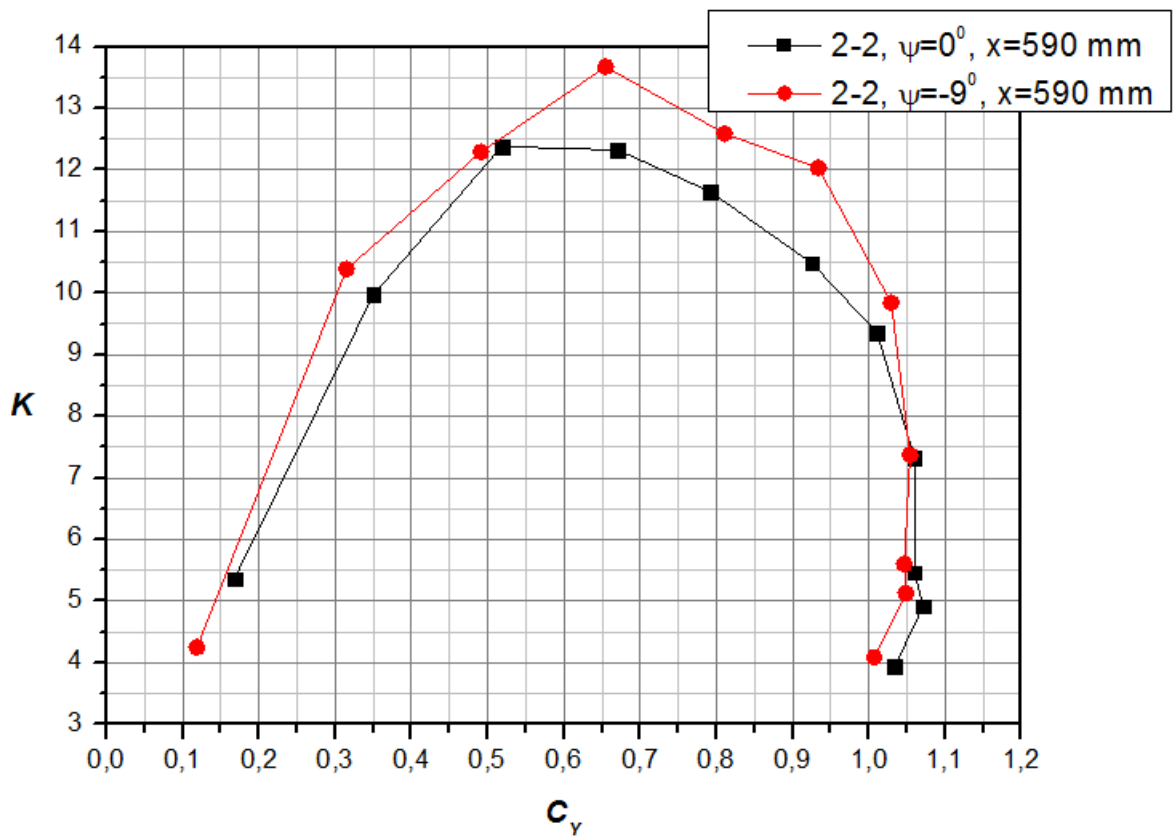


Рис. 3.3.8б.

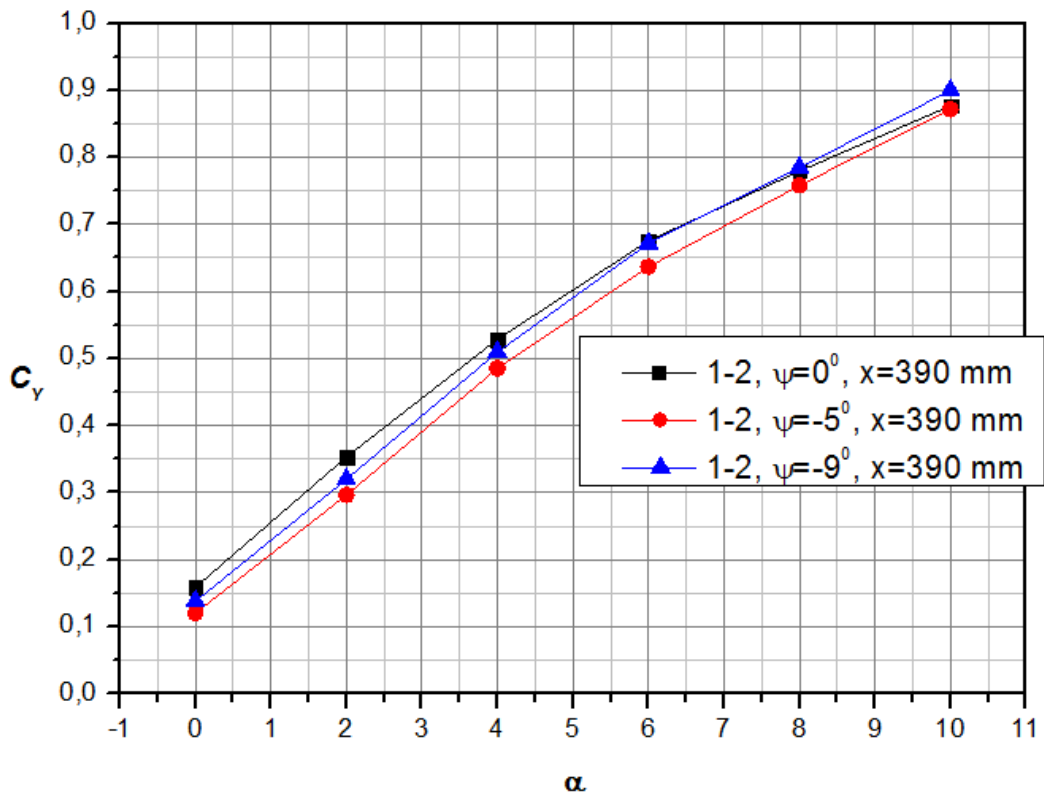


Рис. 3.3.9а

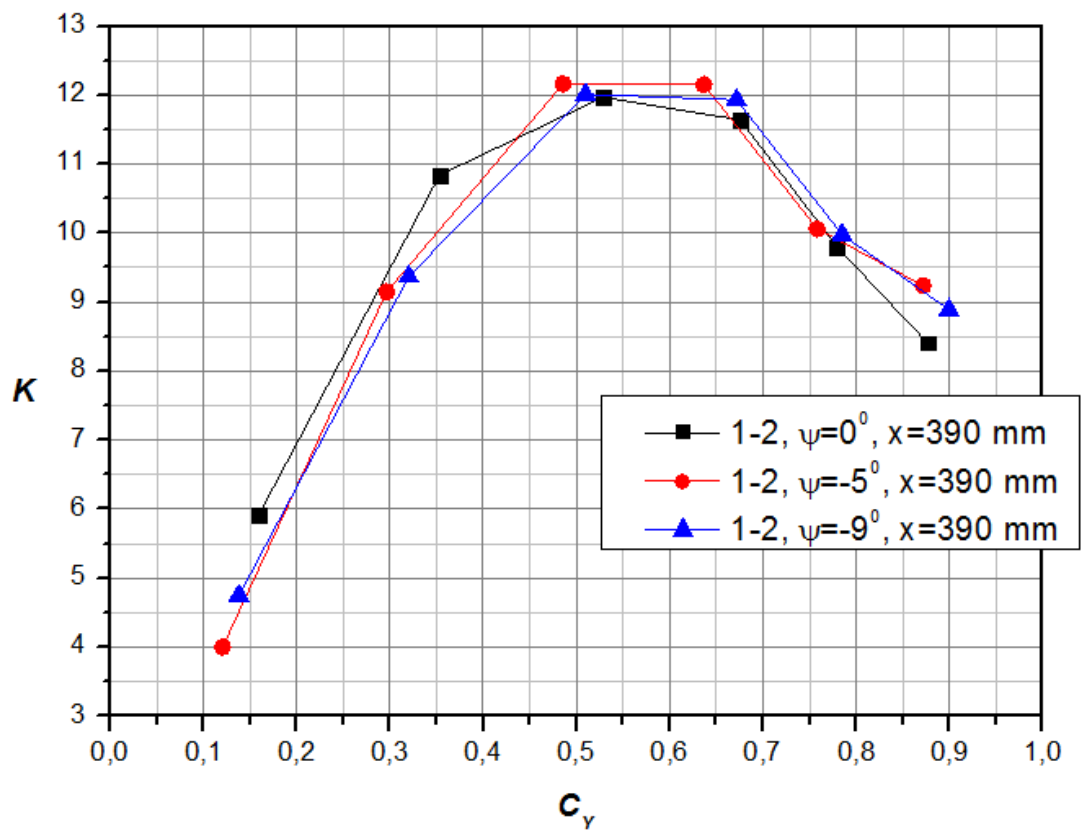


Рис. 3.3.9б

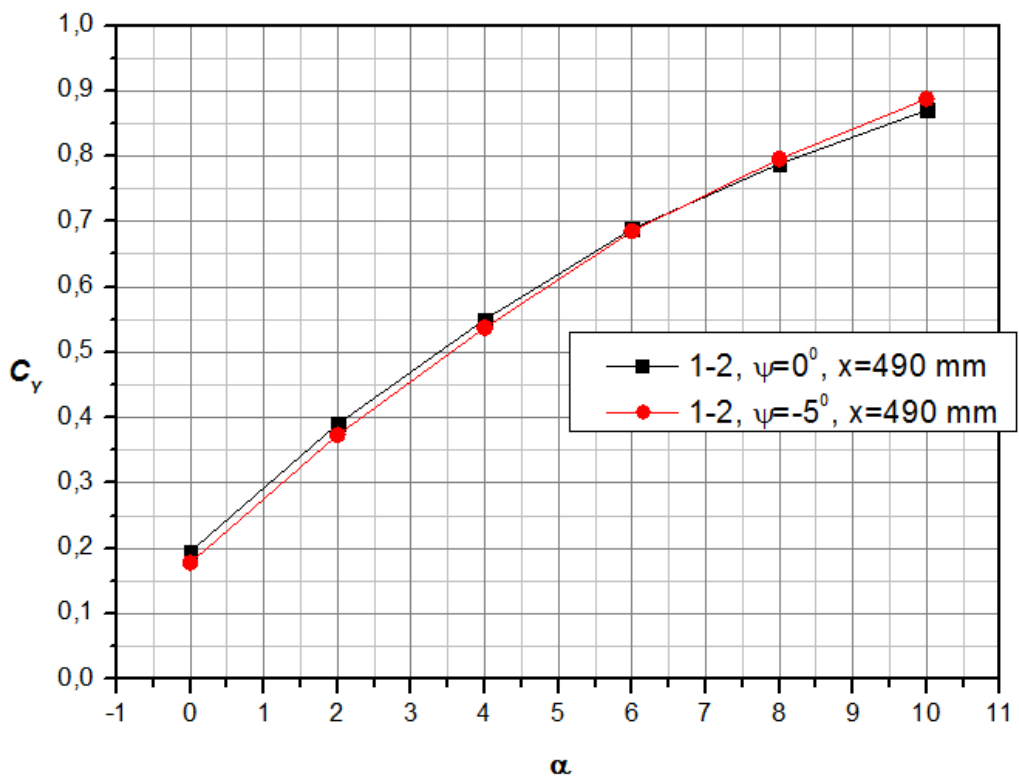


Рис. 3.3.10а

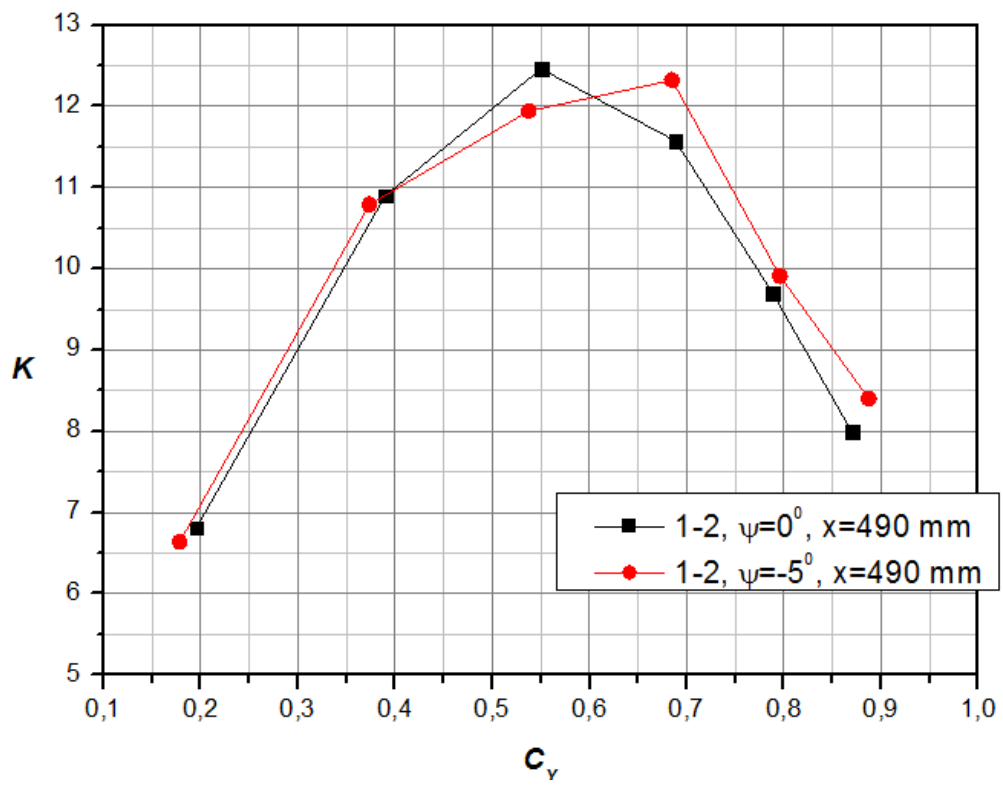


Рис. 3.3.10б

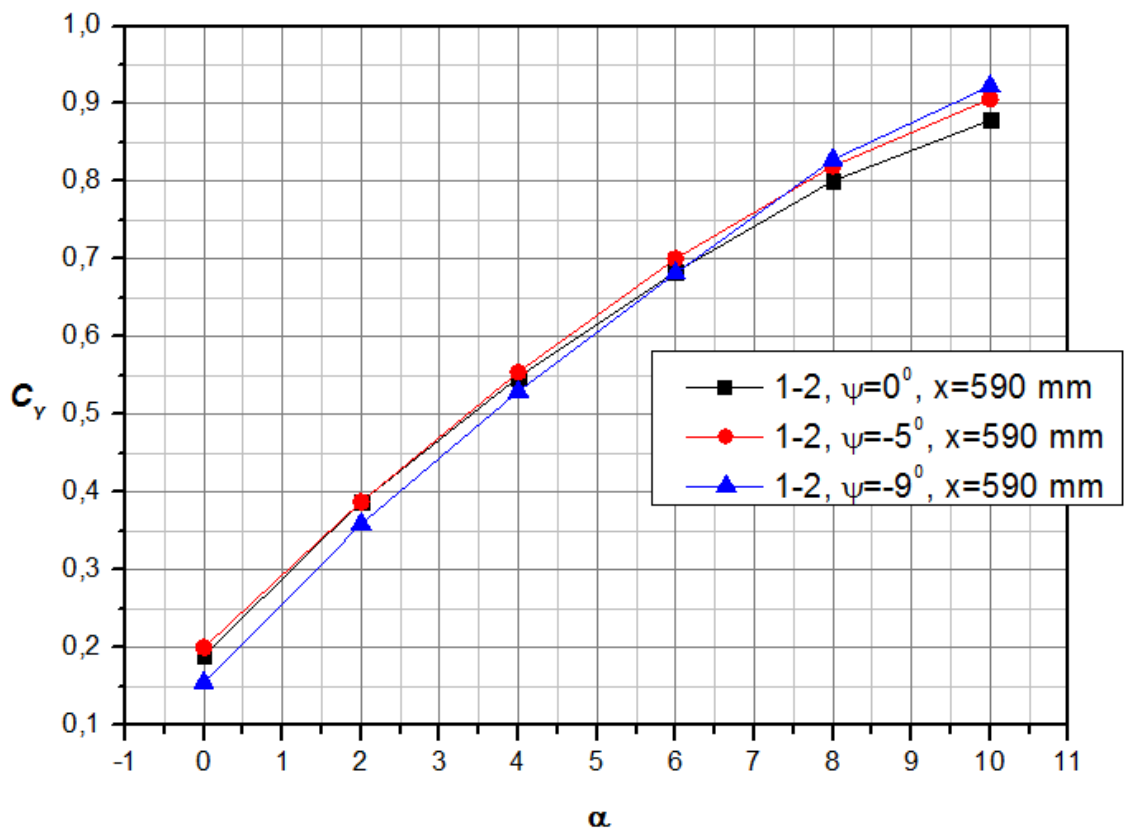


Рис. 3.3.11а

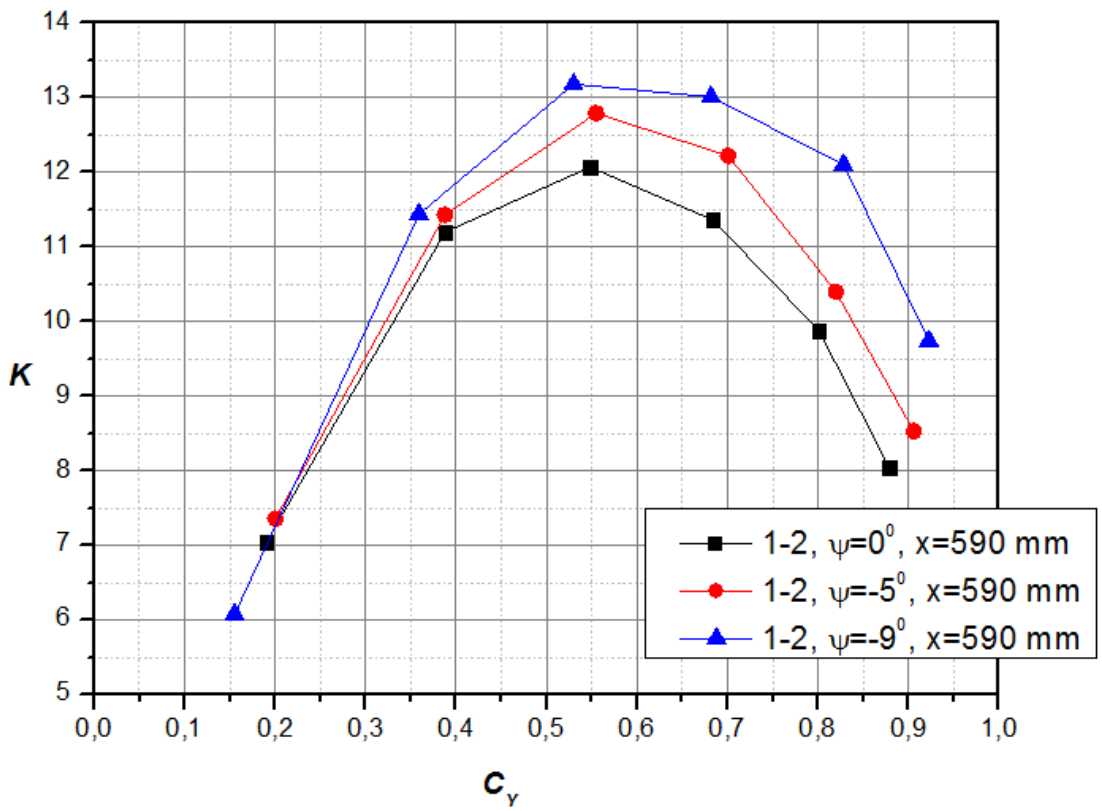


Рис. 3.3.11б

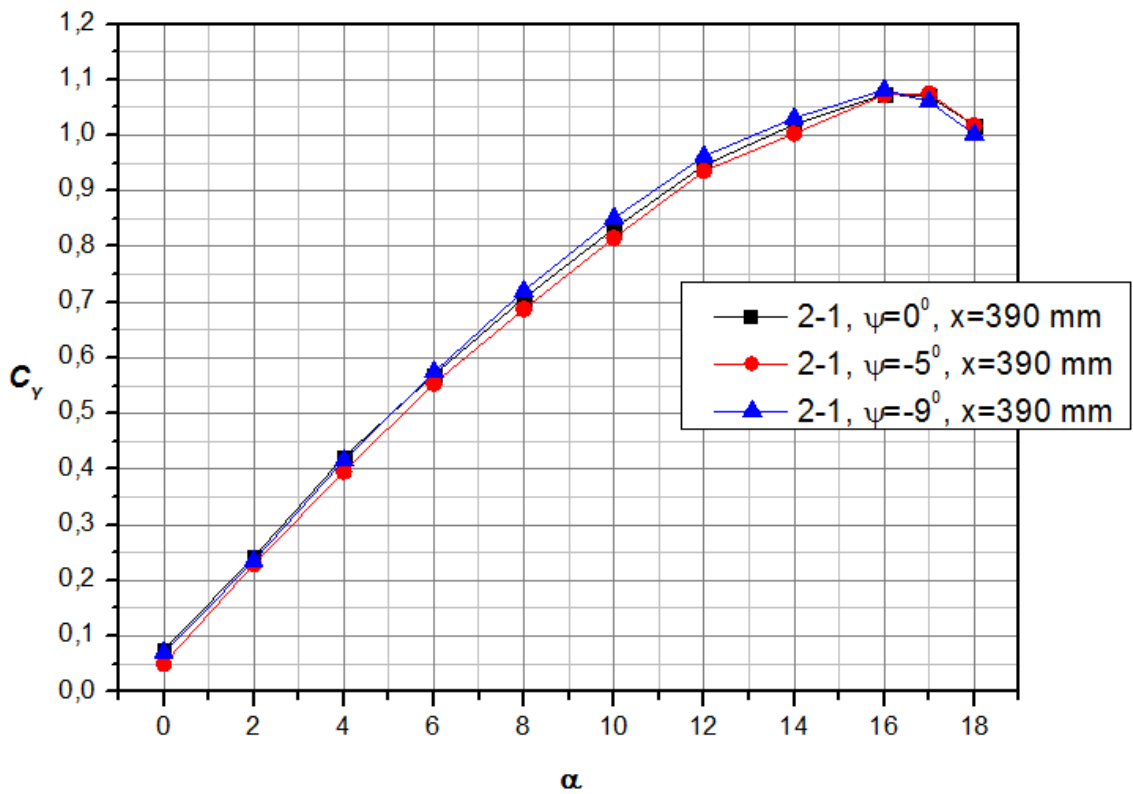


Рис. 3.3.12а

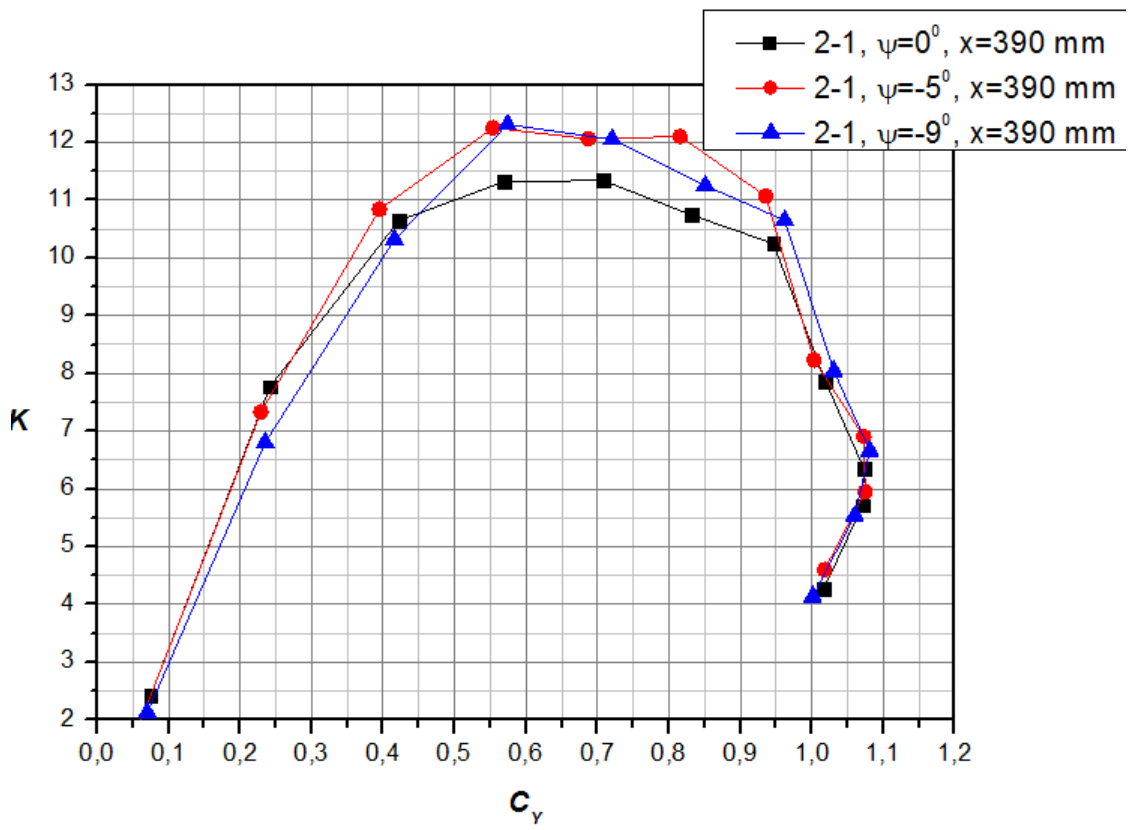


Рис. 3.3.12б

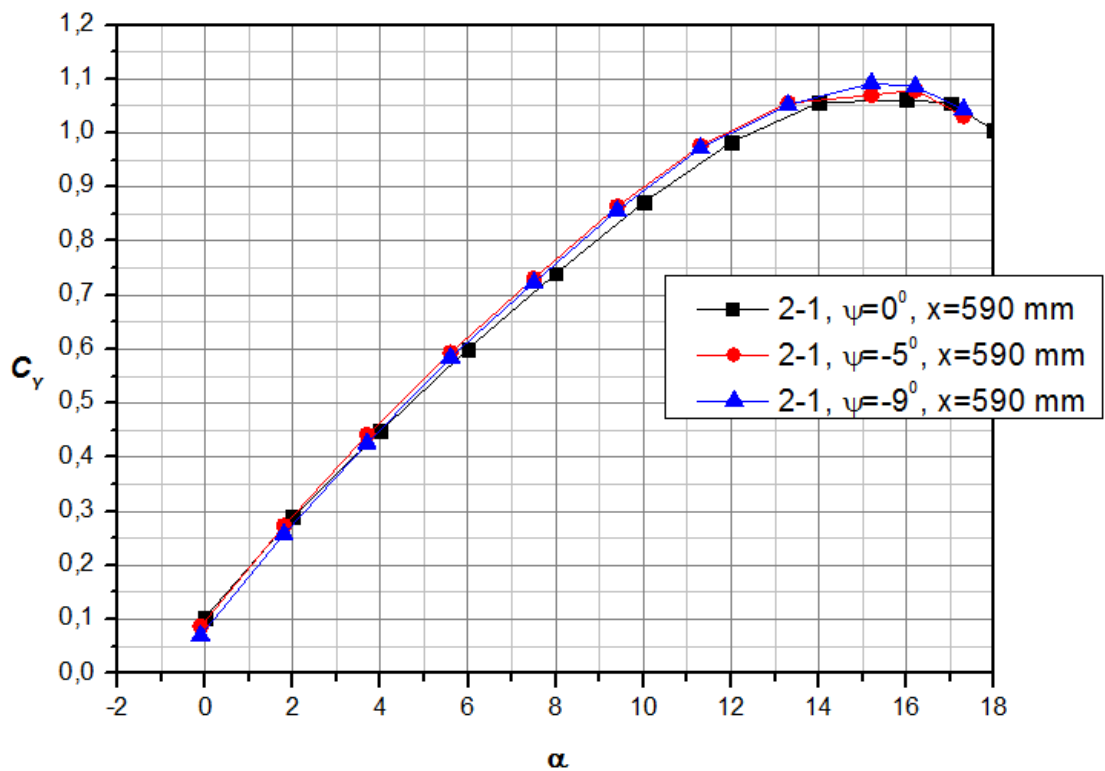


Рис. 3.3.13а

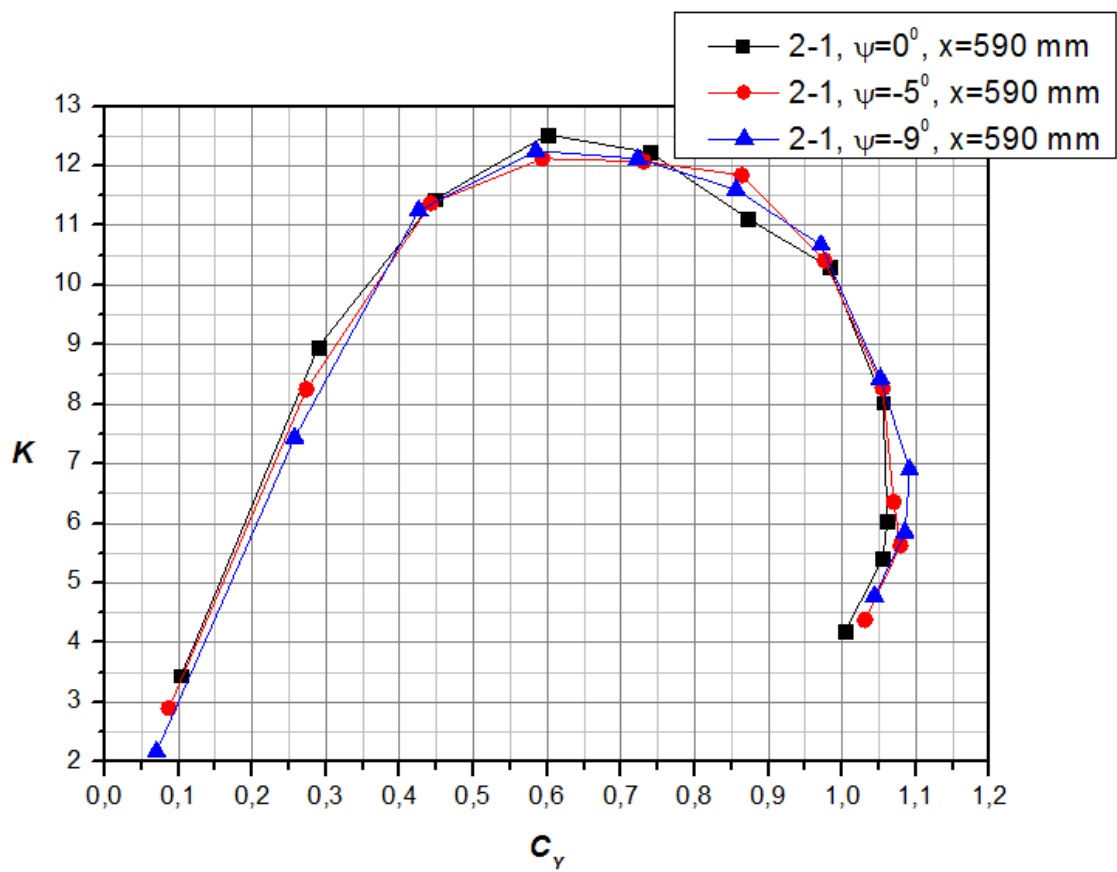


Рис. 3.3.13б

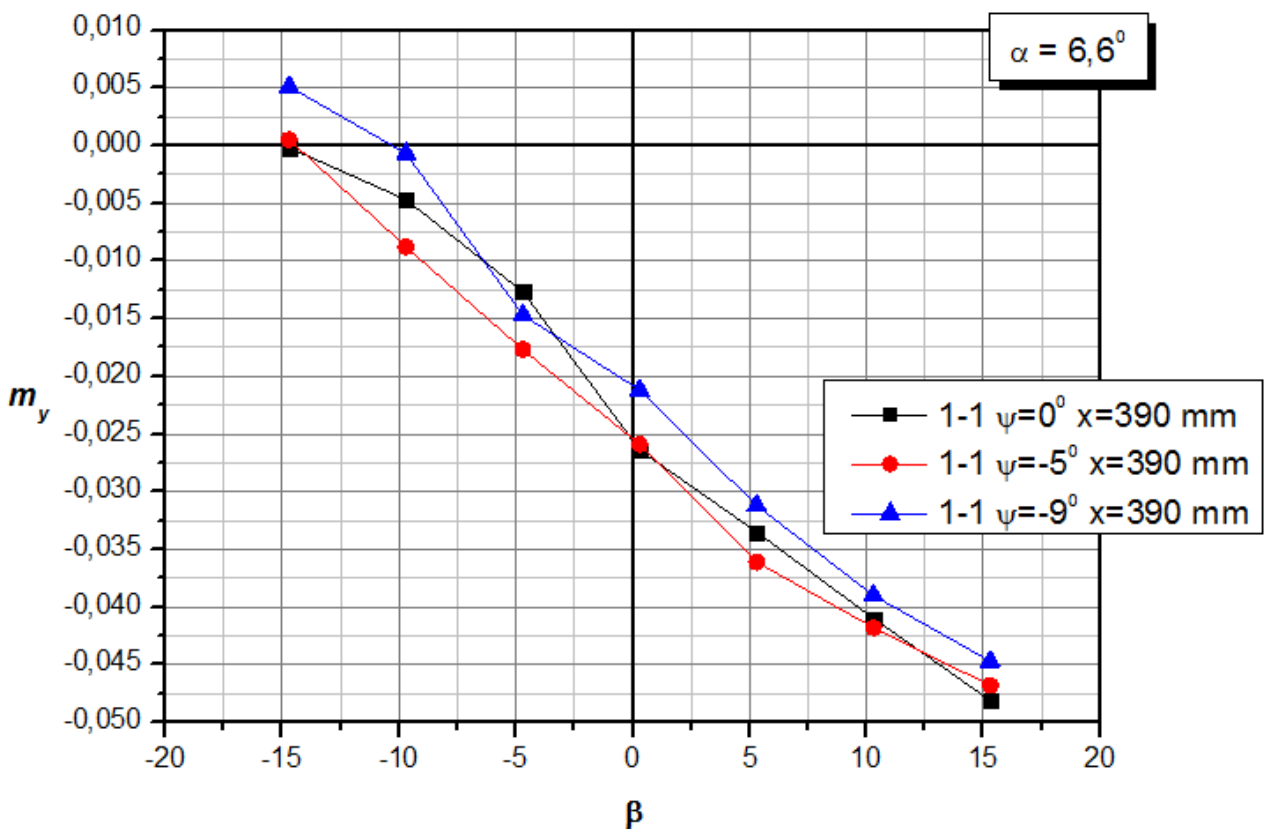
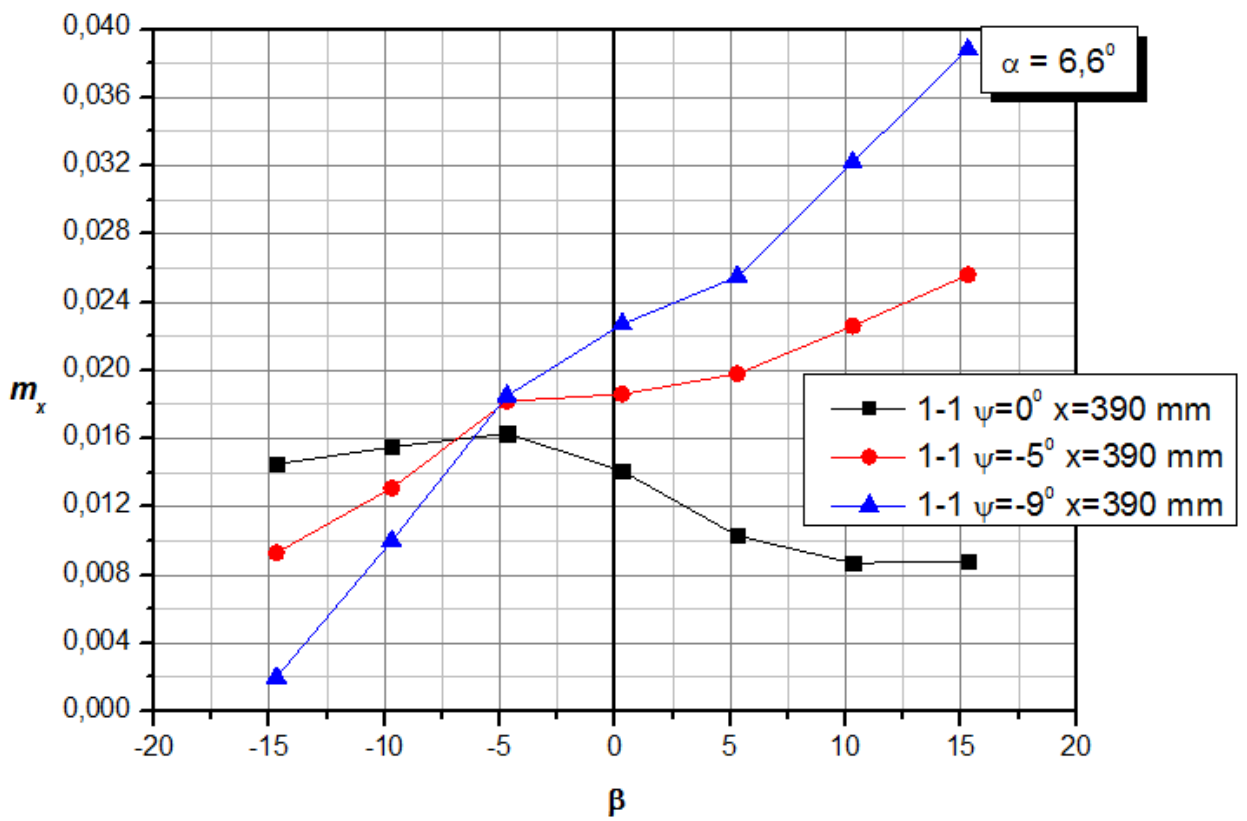


Рис. 3.4.1

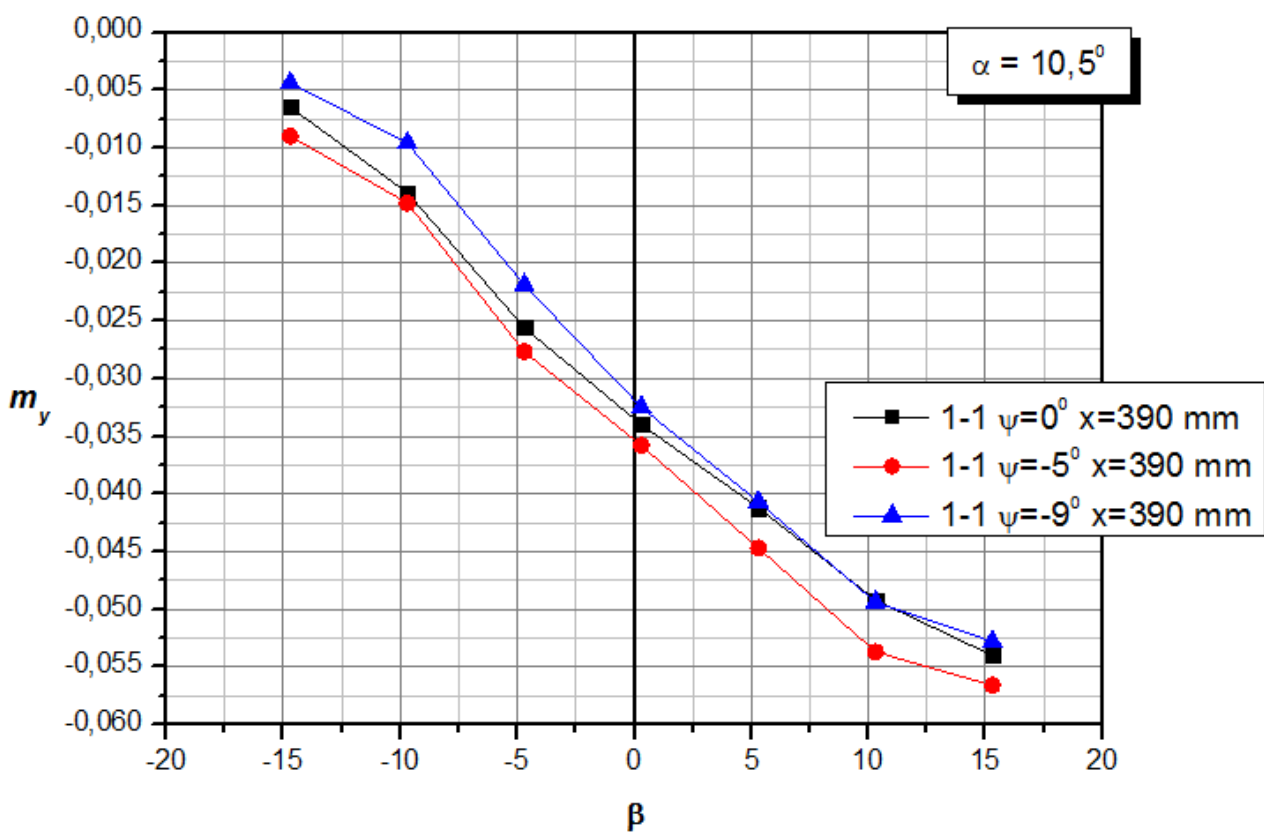
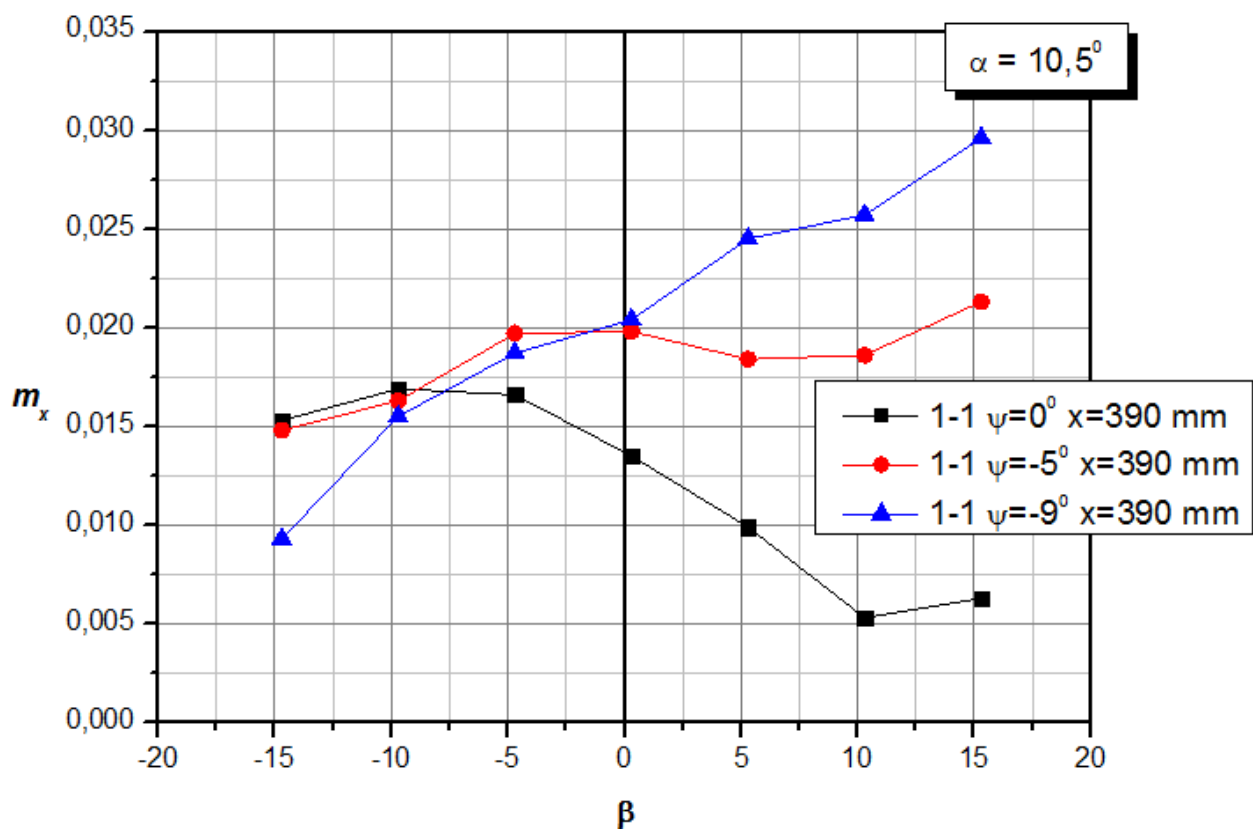


Рис. 3.4.2

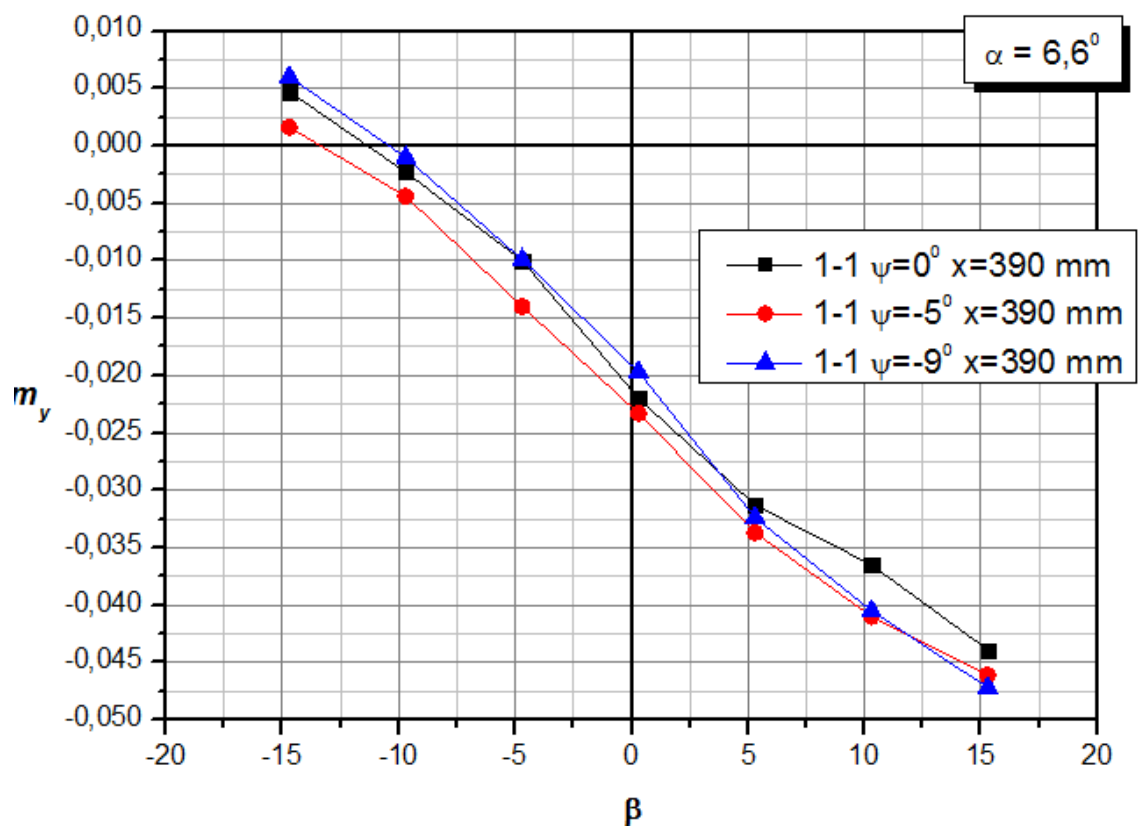
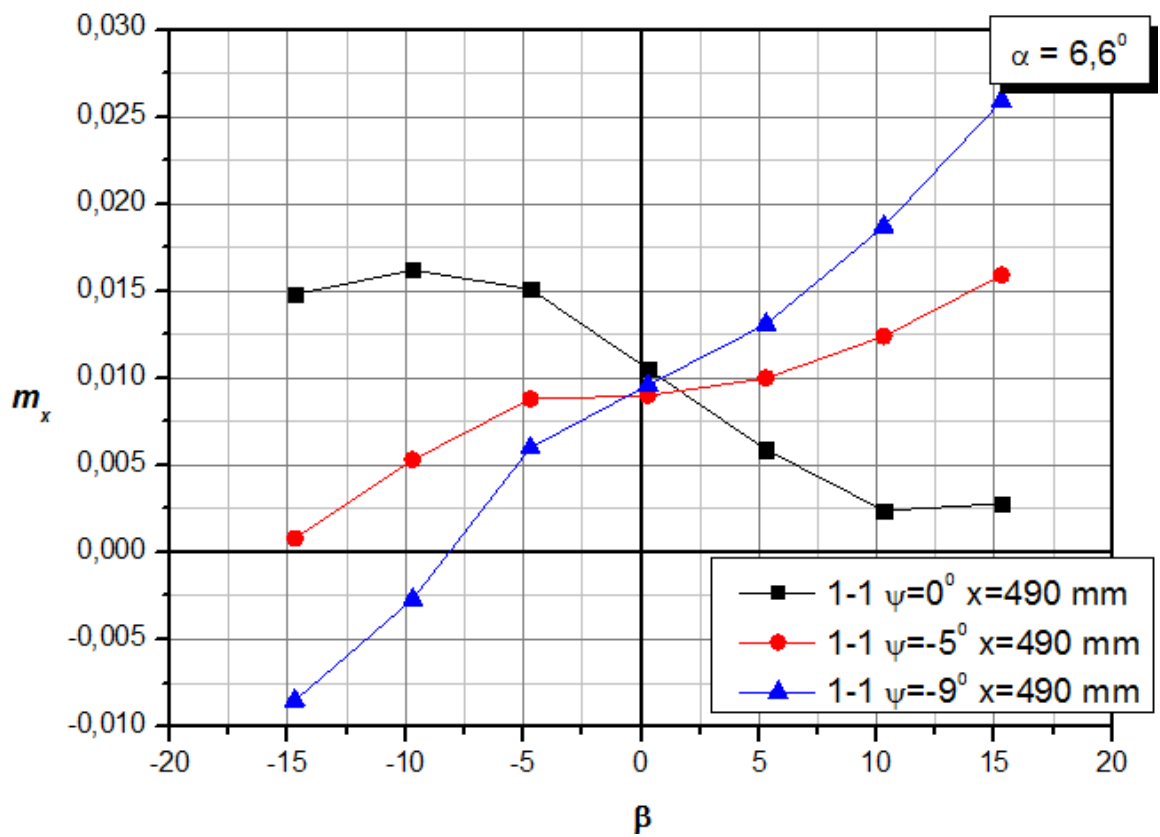


Рис. 3.4.3

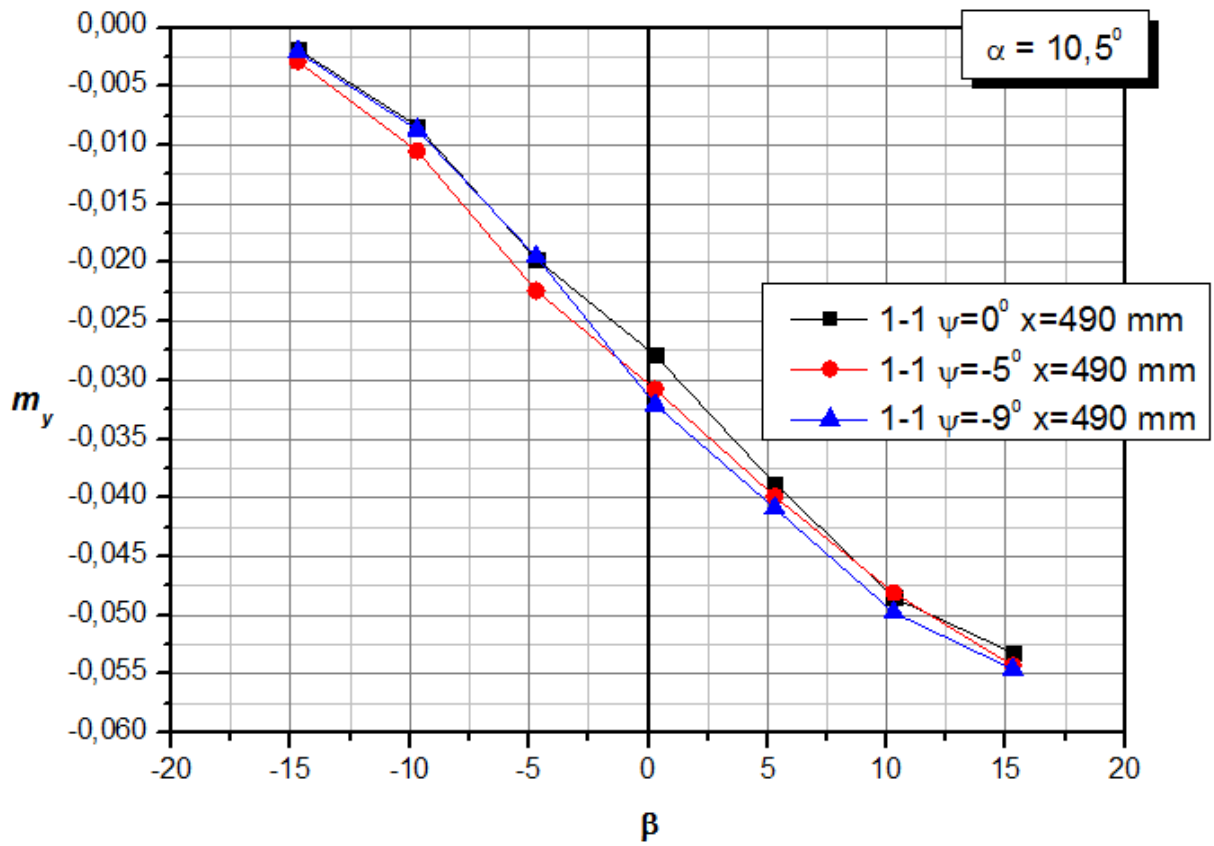
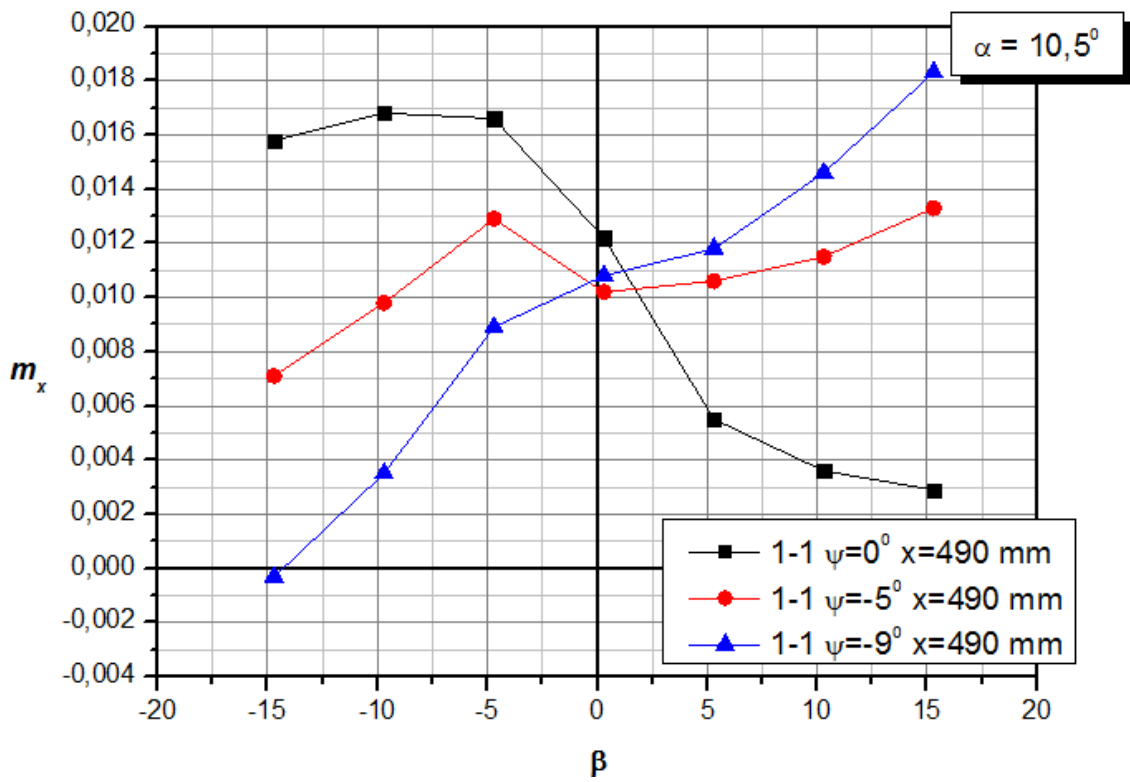


Рис. 3.4.4

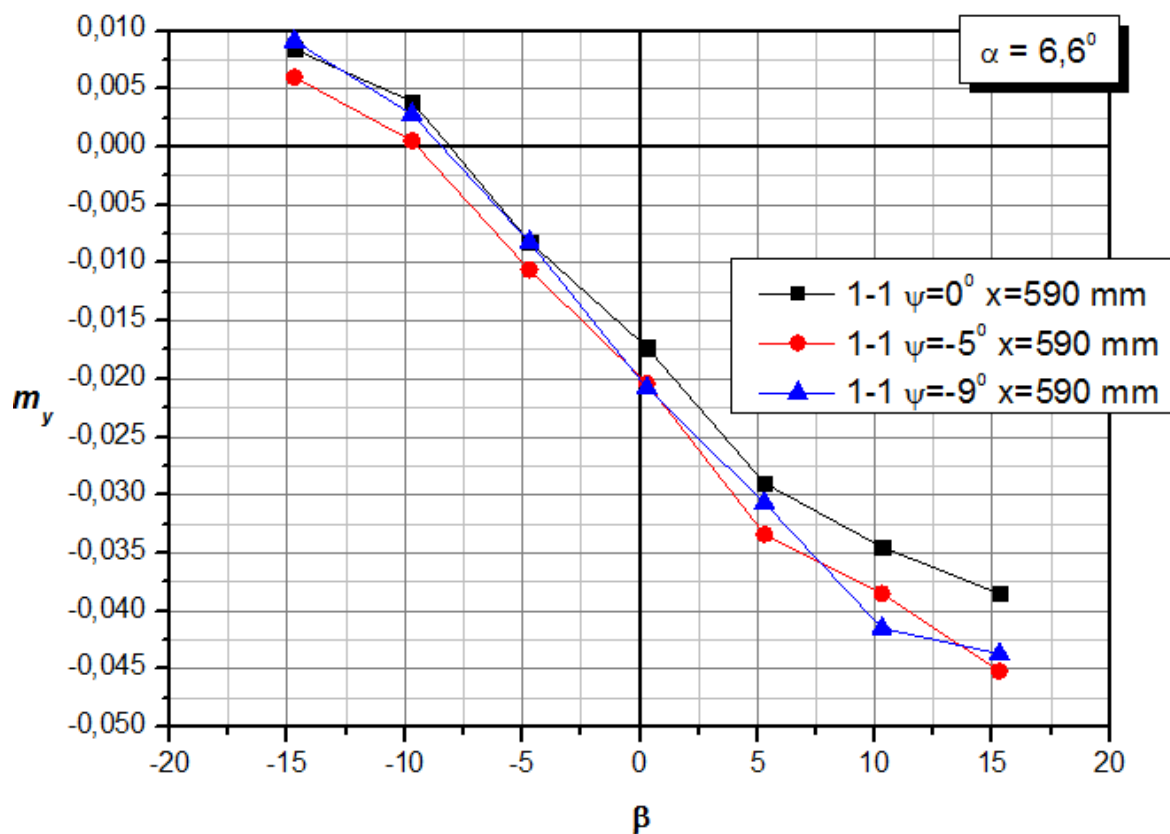
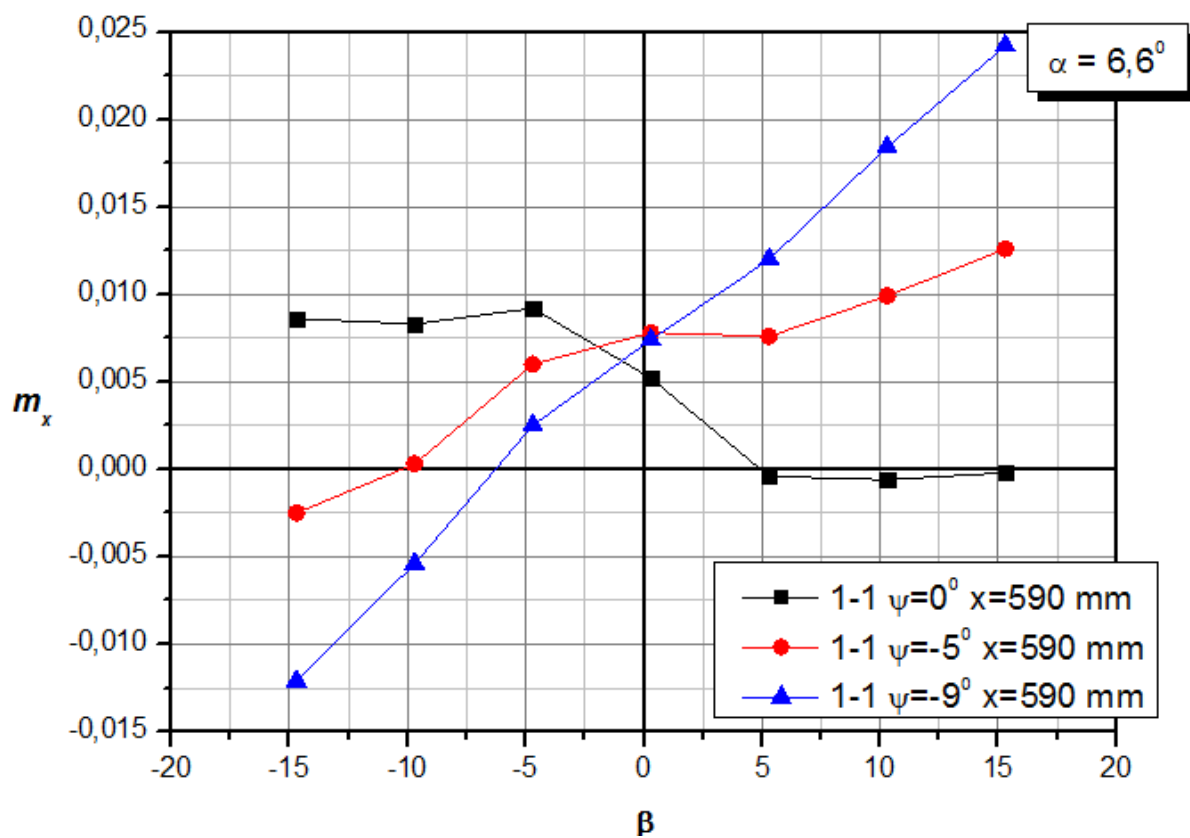


Рис. 3.4.5

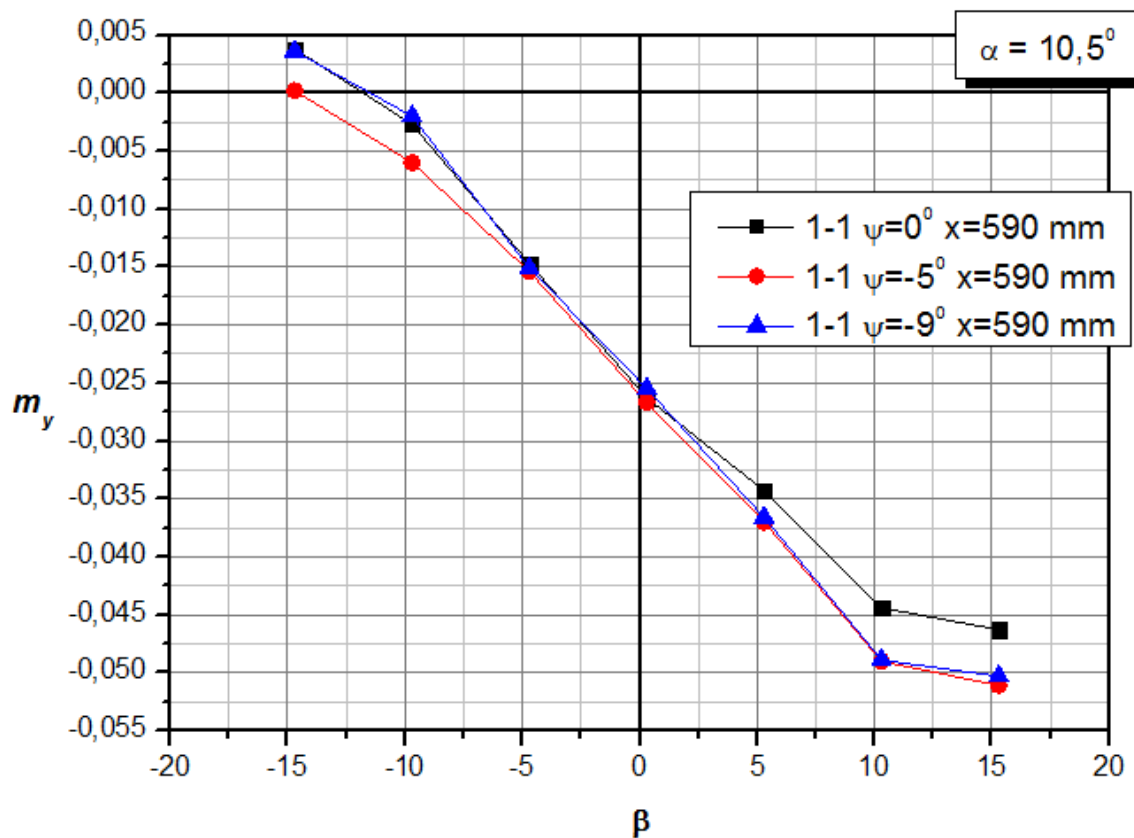
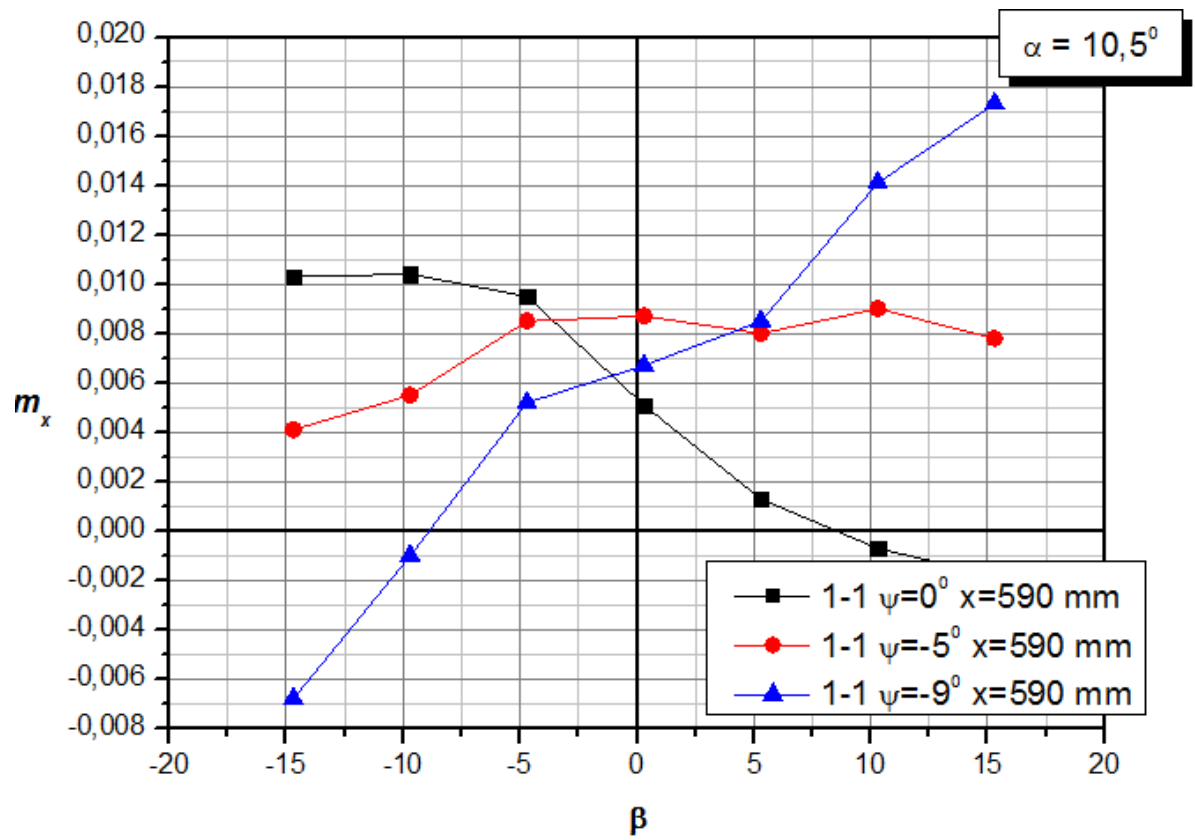


Рис. 3.4.6

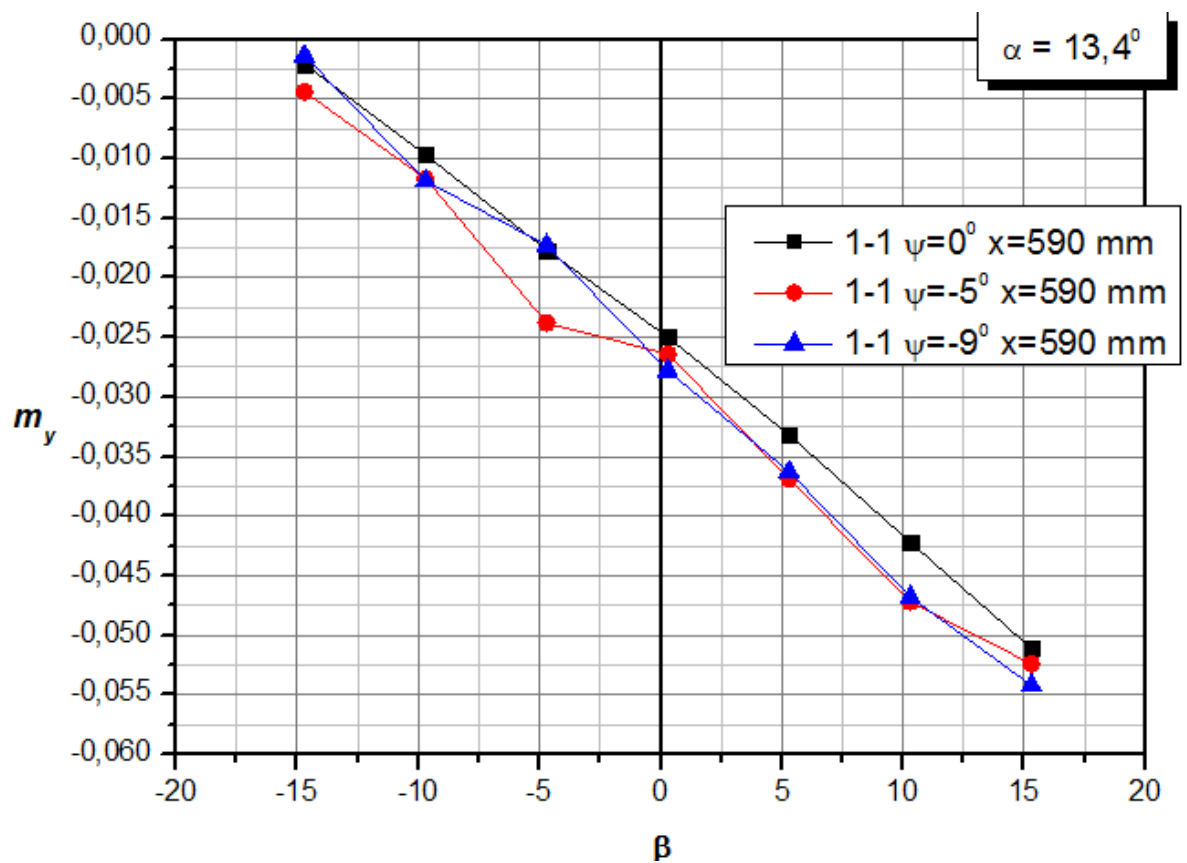
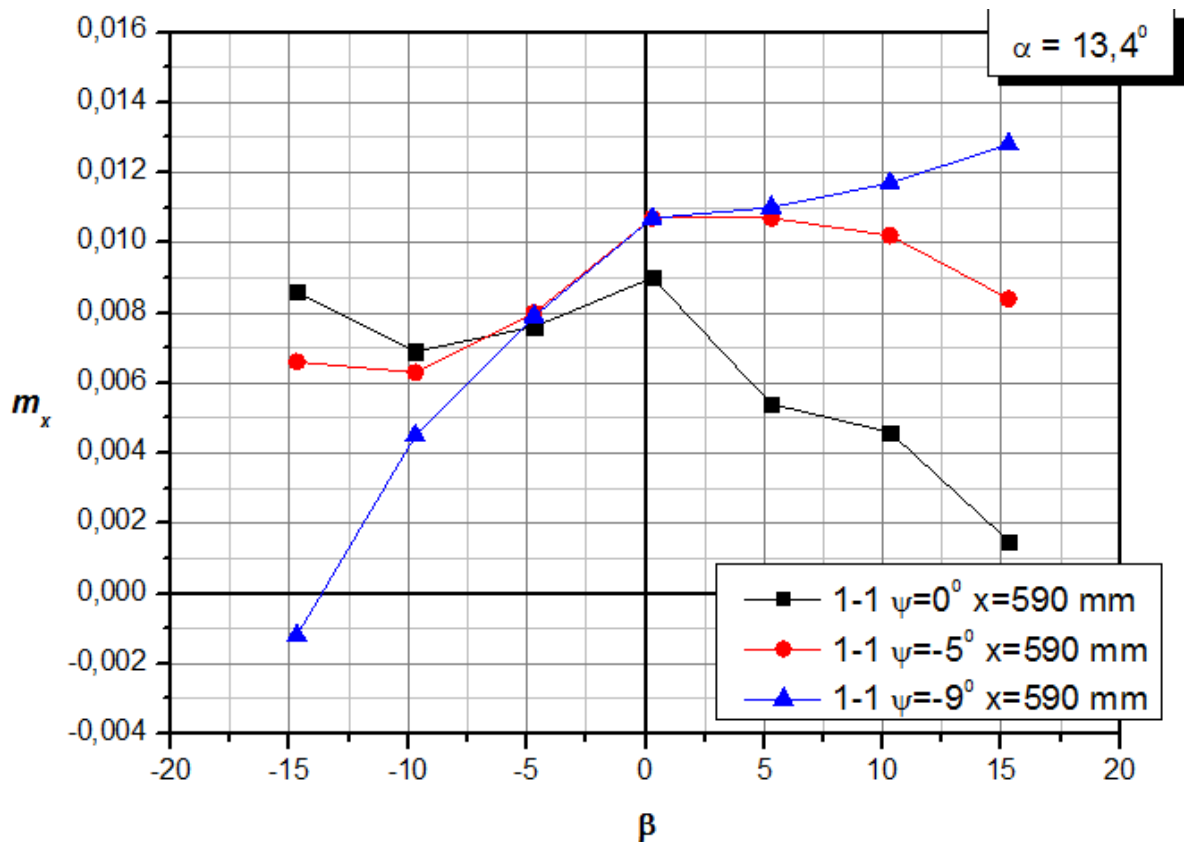


Рис. 3.4.7

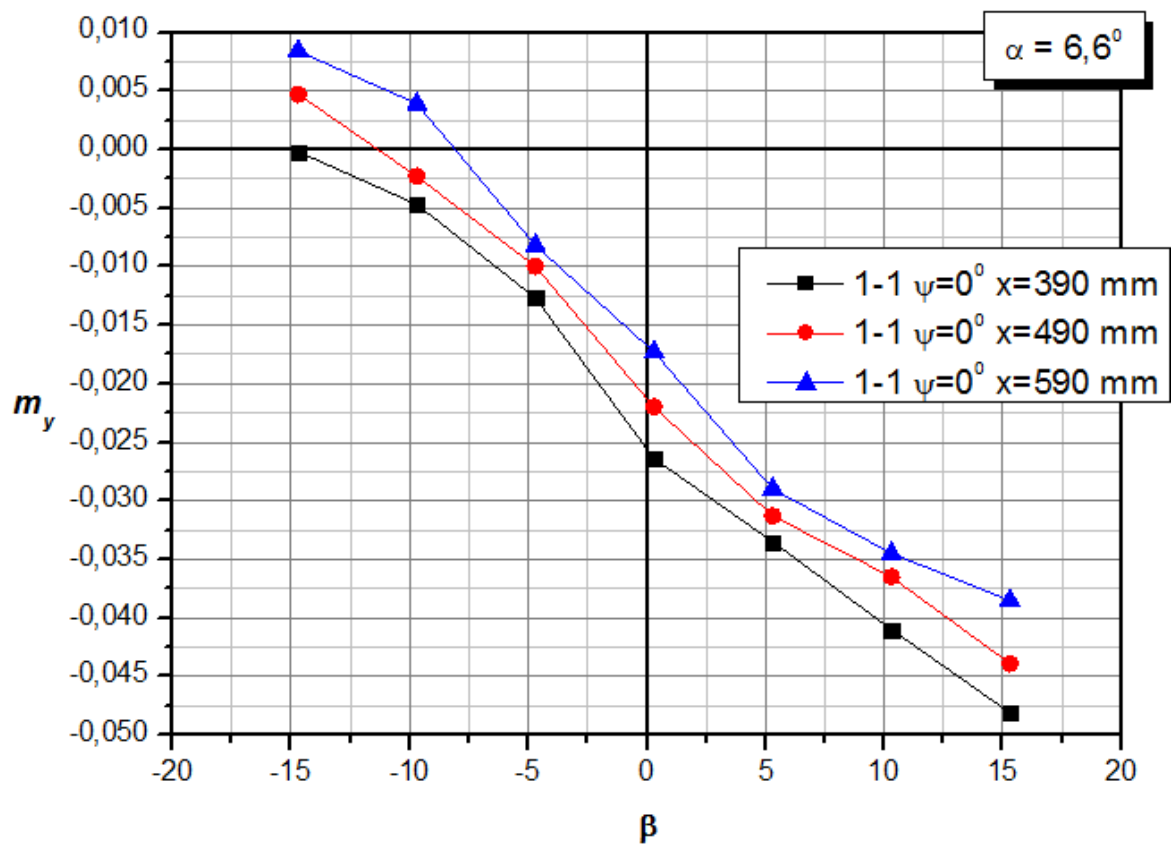
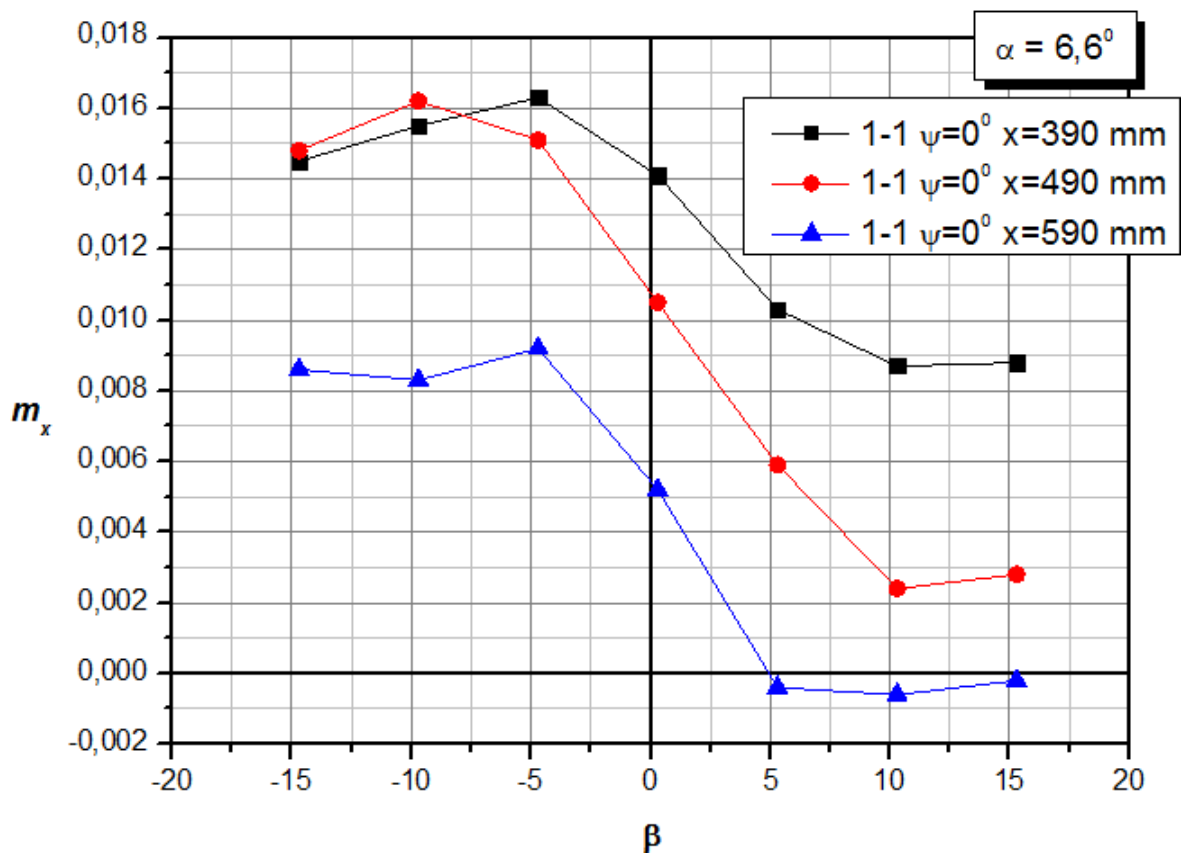


Рис. 3.4.8

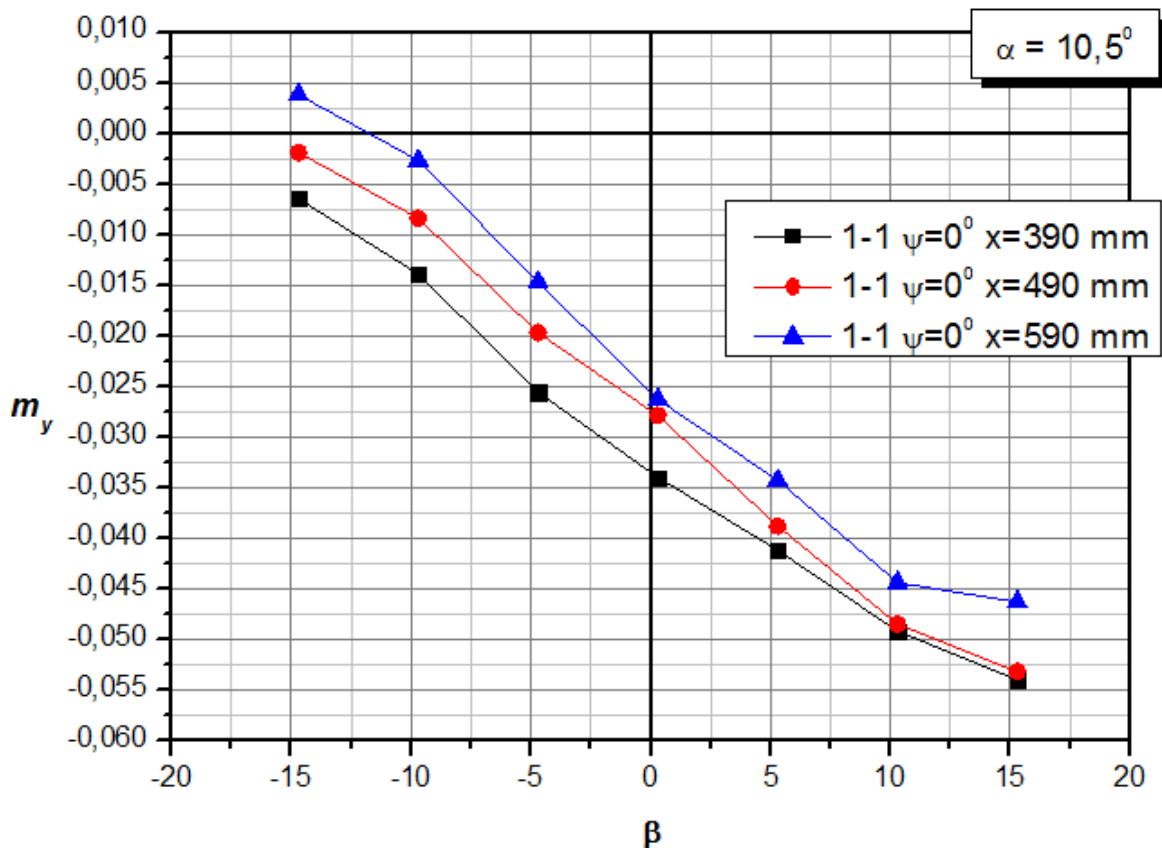
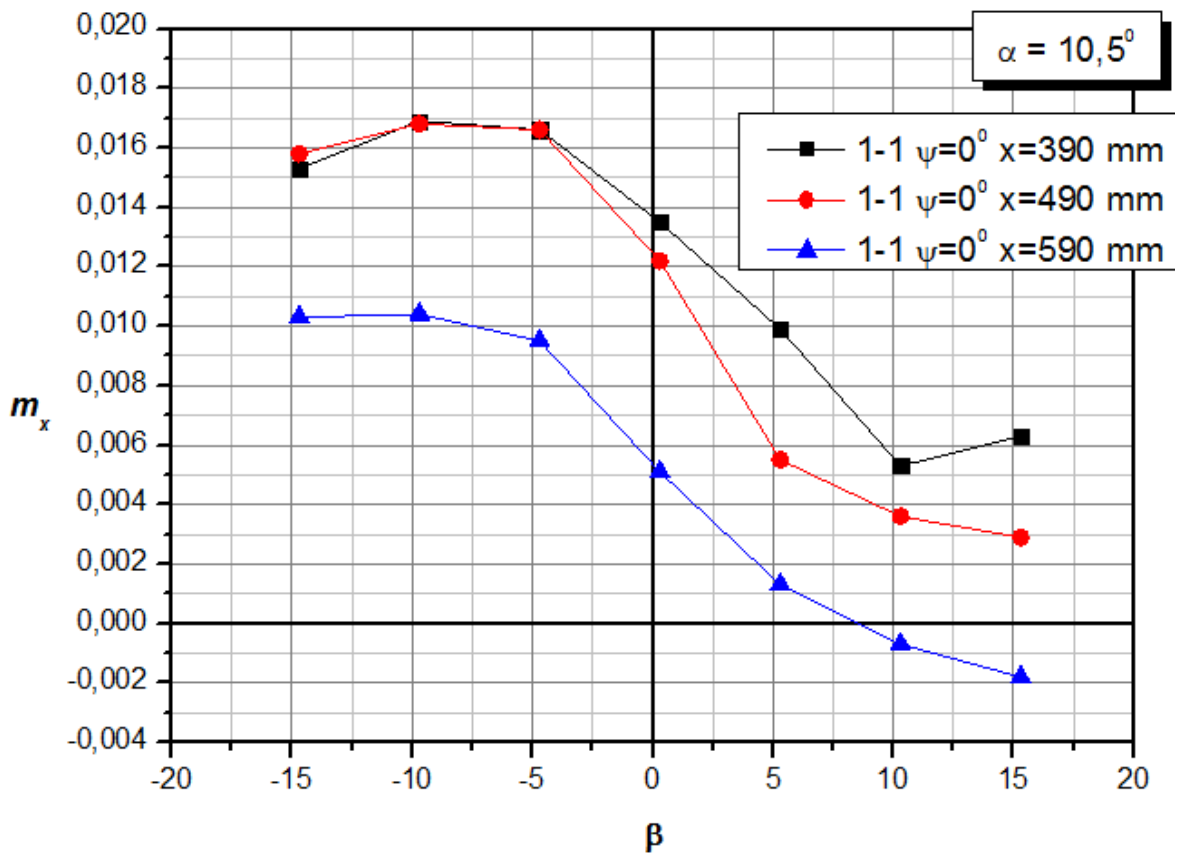


Рис. 3.4.9

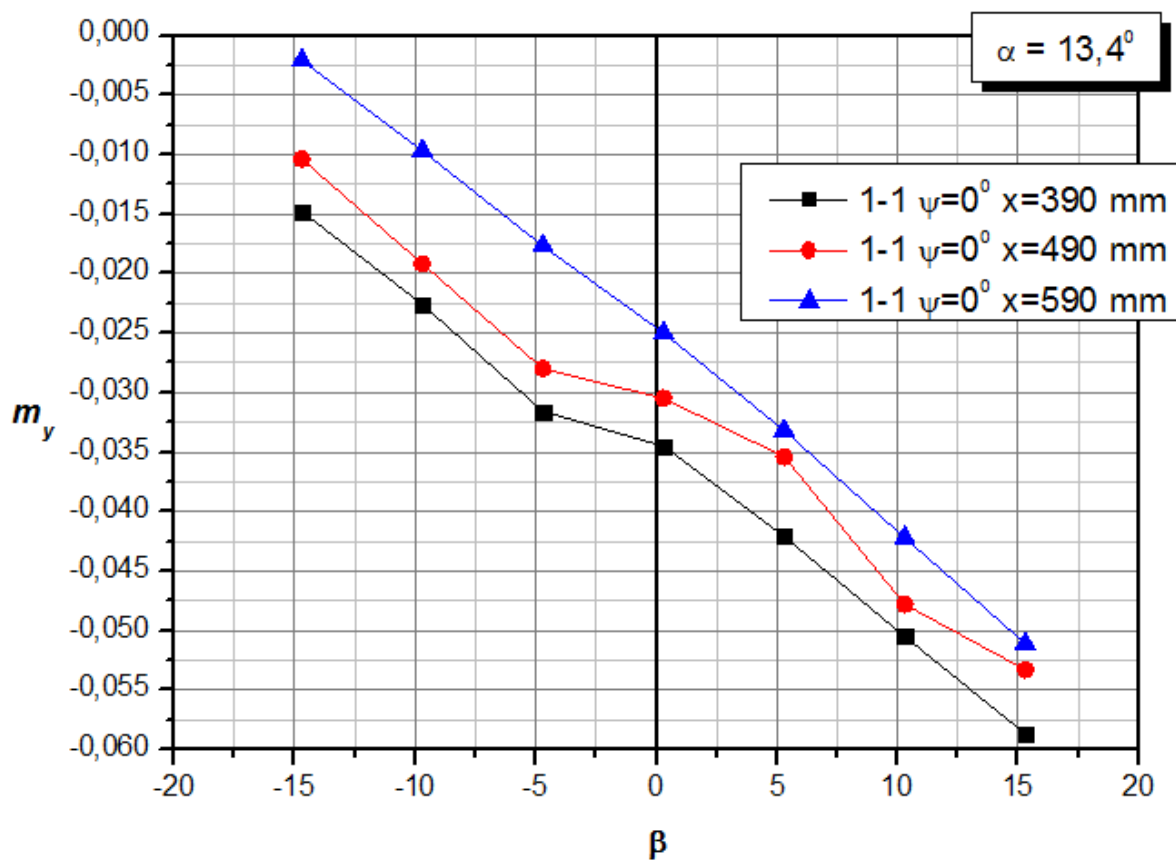
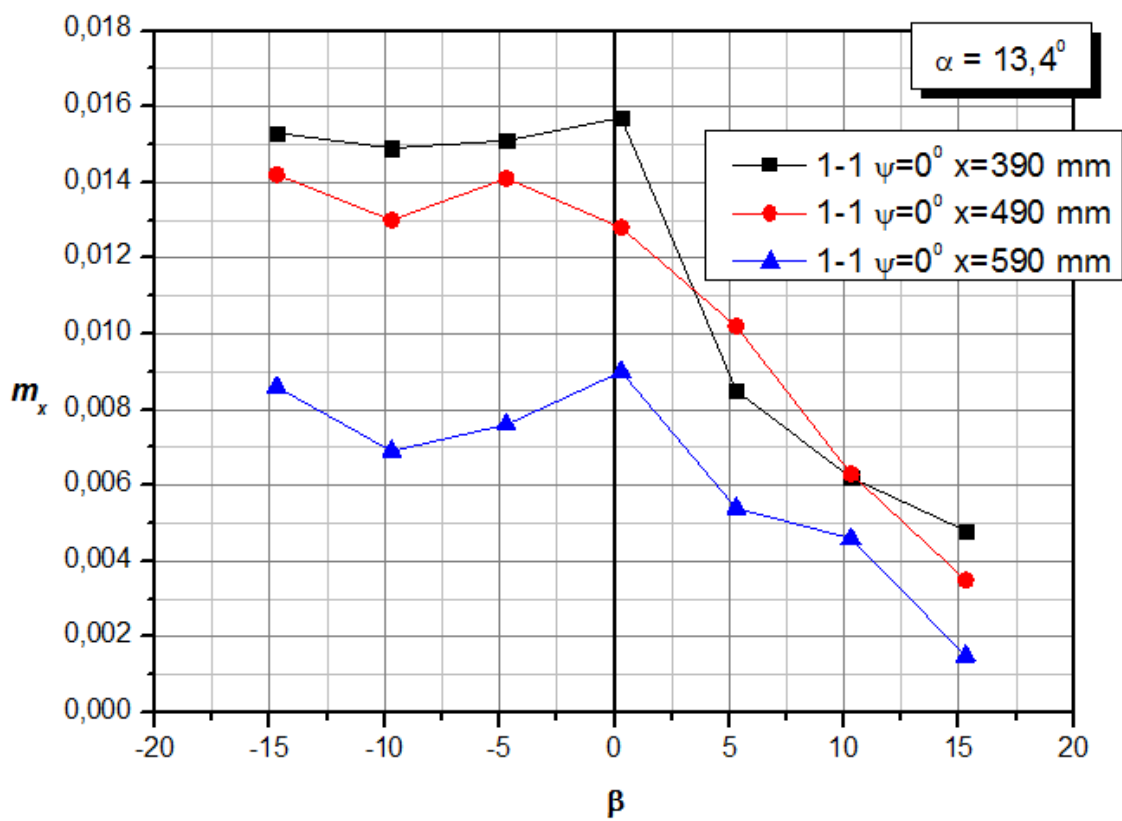


Рис. 3.4.10

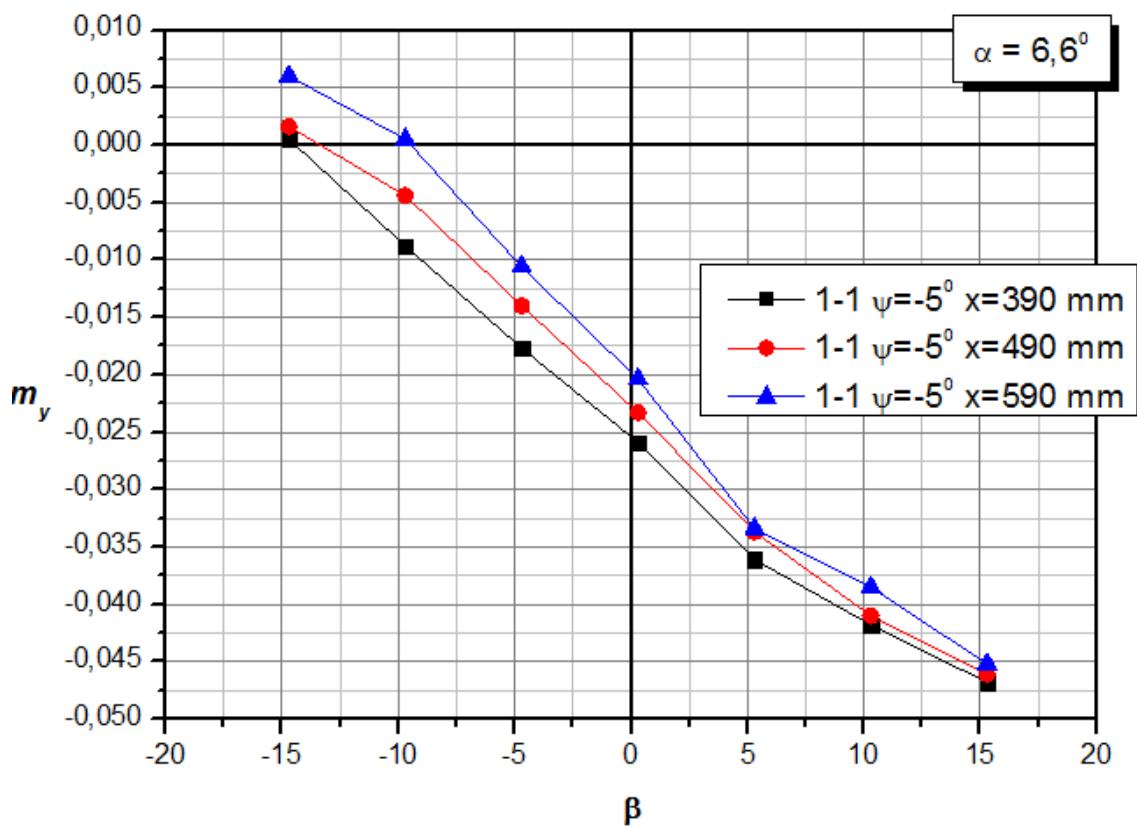
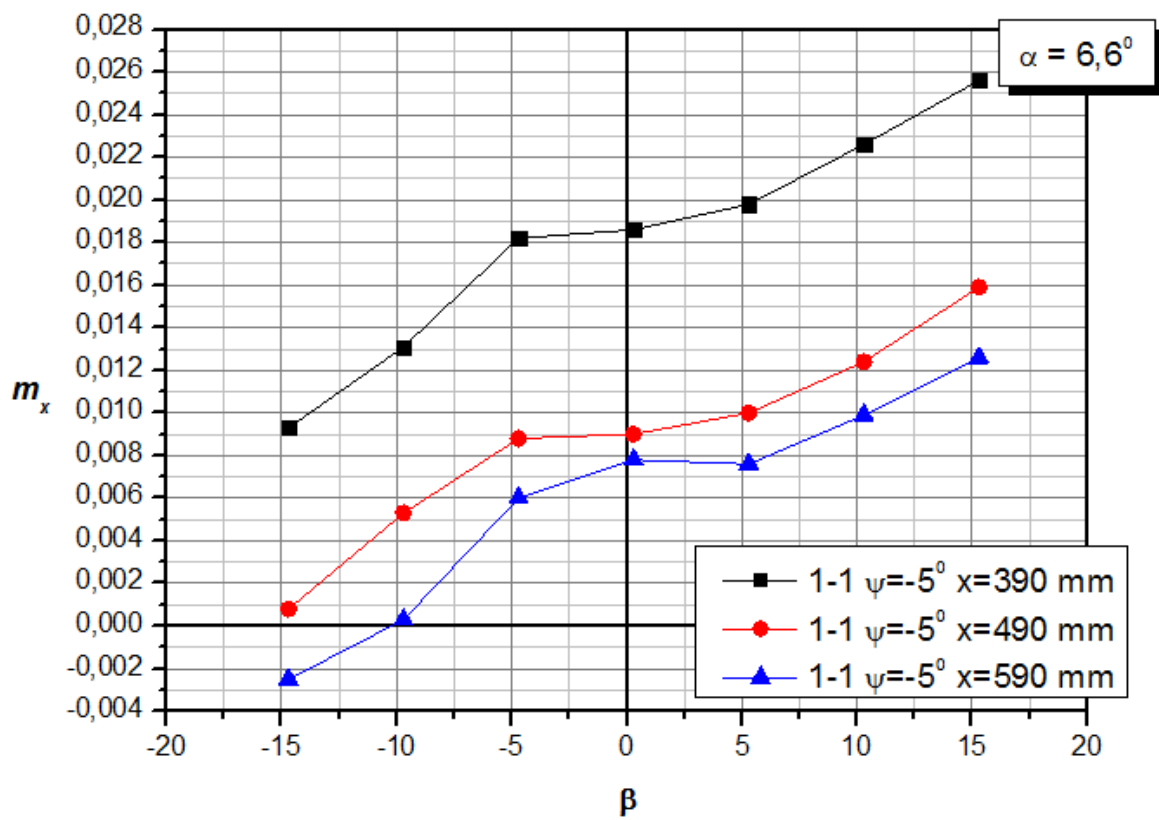


Рис. 3.4.11

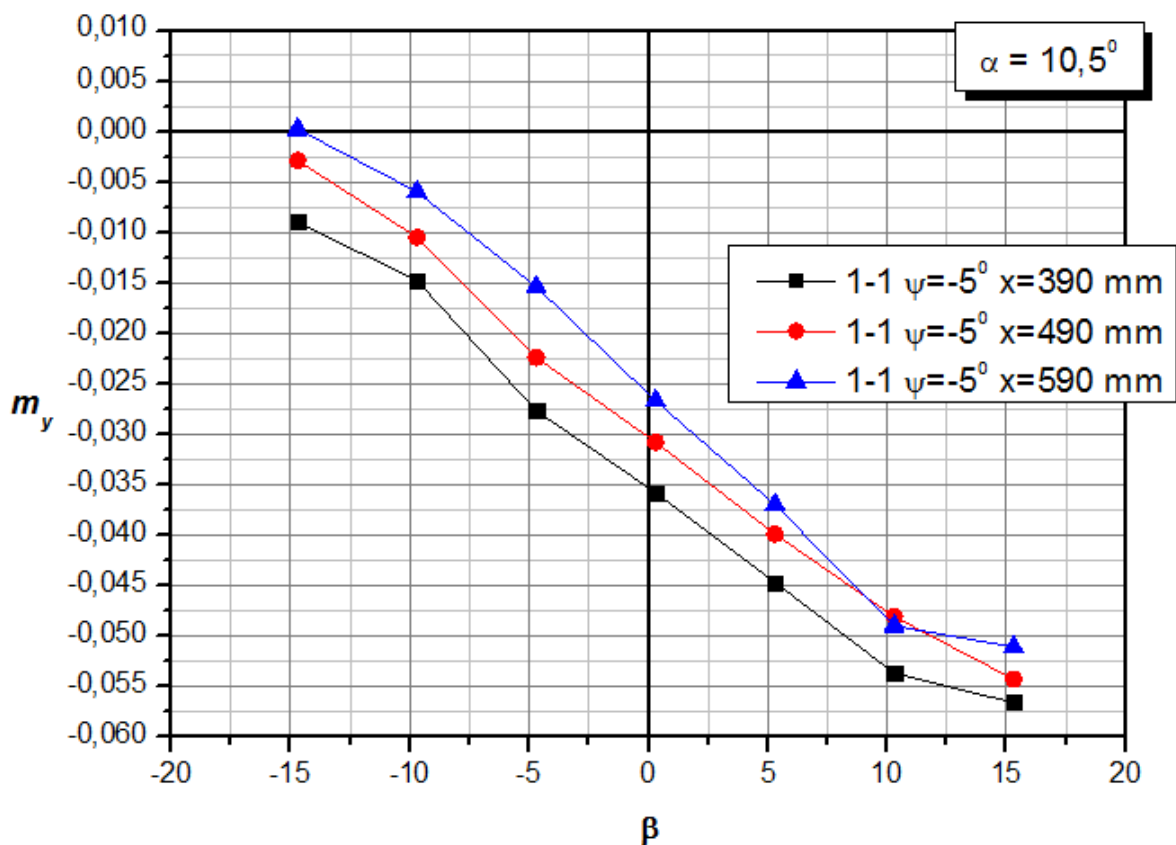
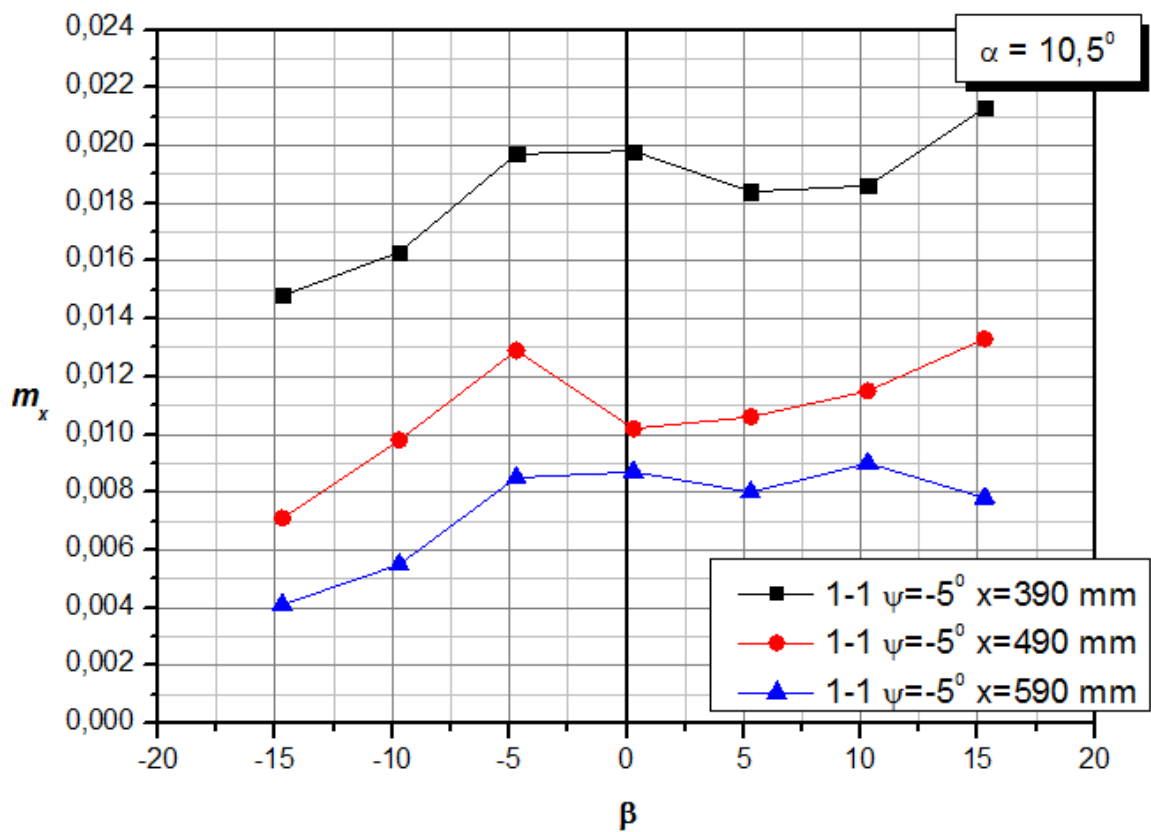


Рис. 3.4.12

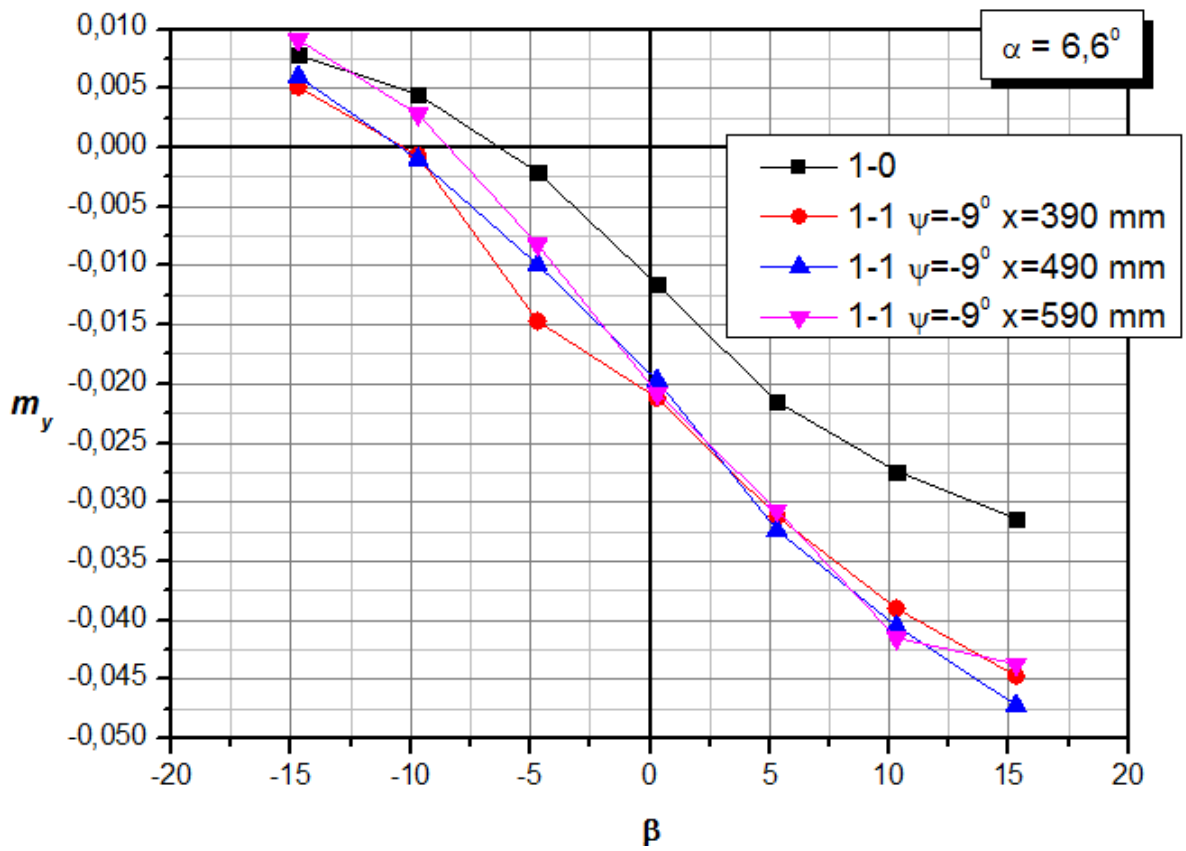
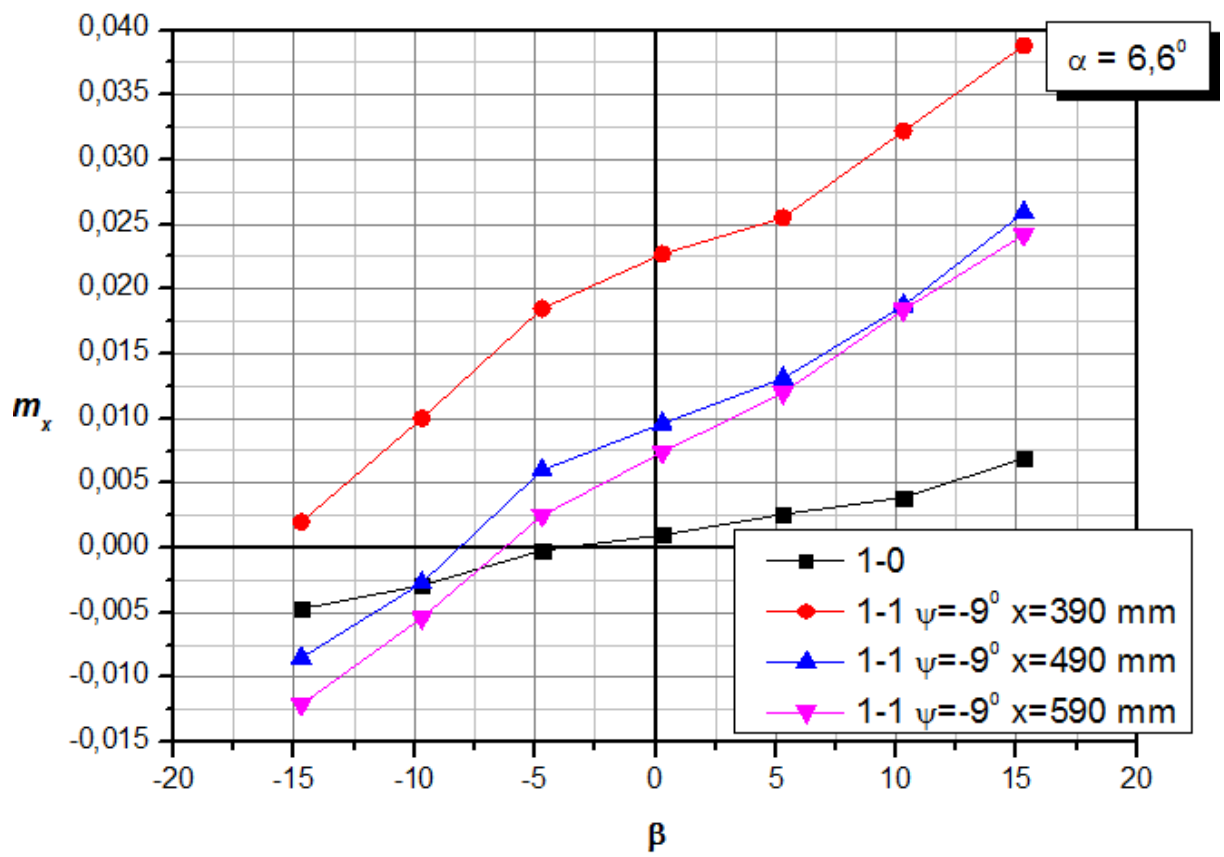


Рис. 3.4.13

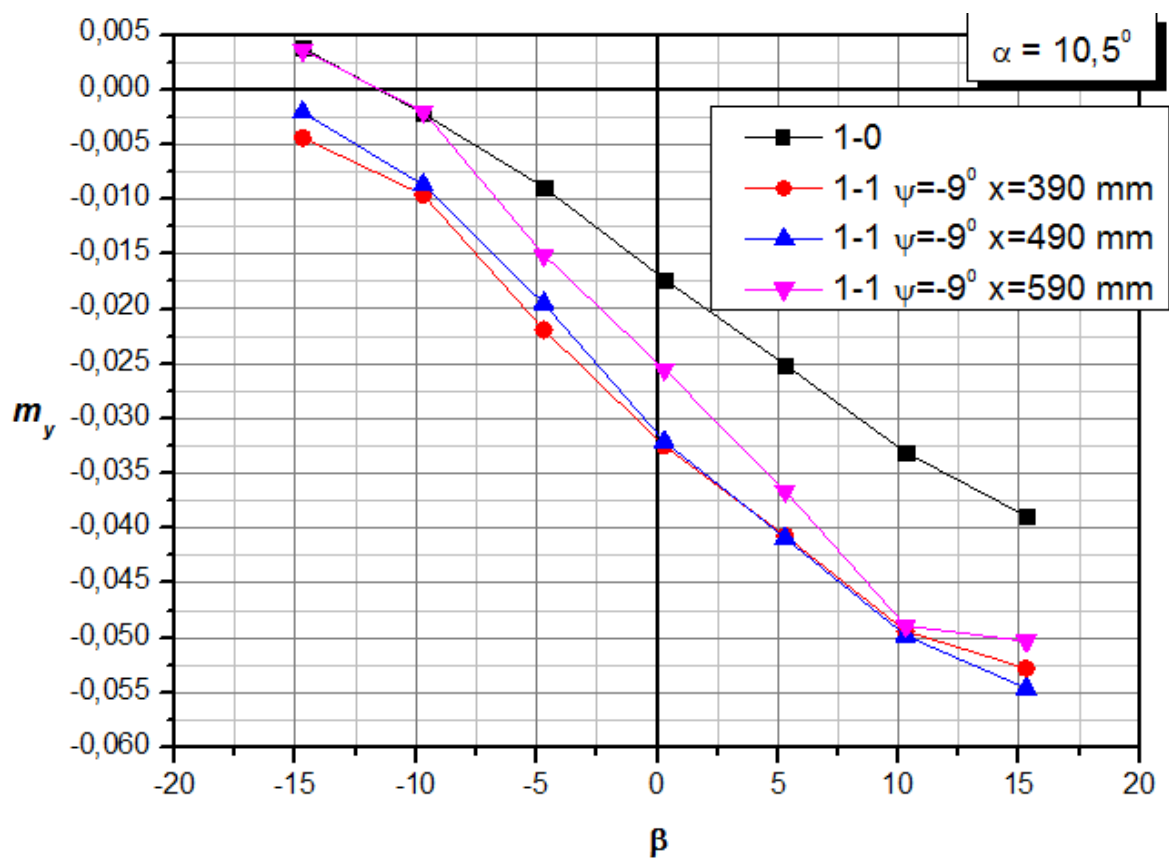
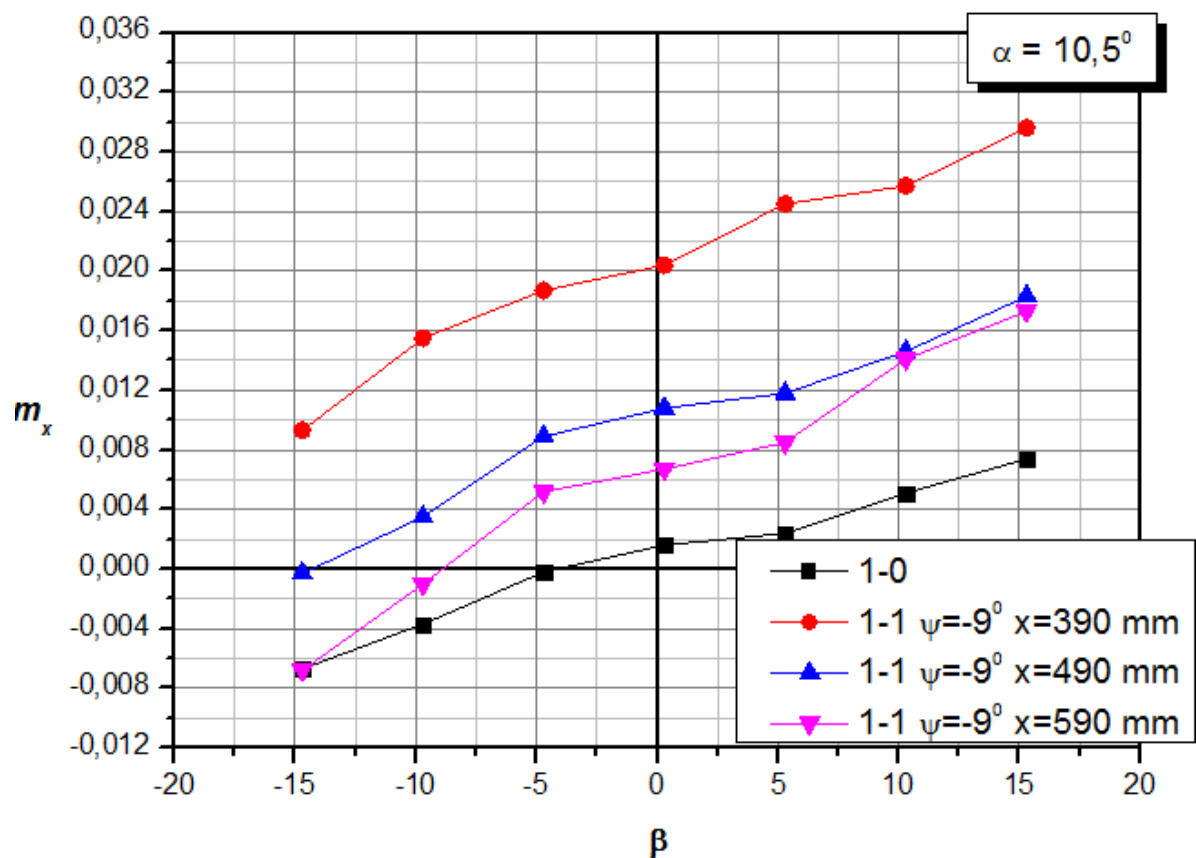


Рис. 3.4.14

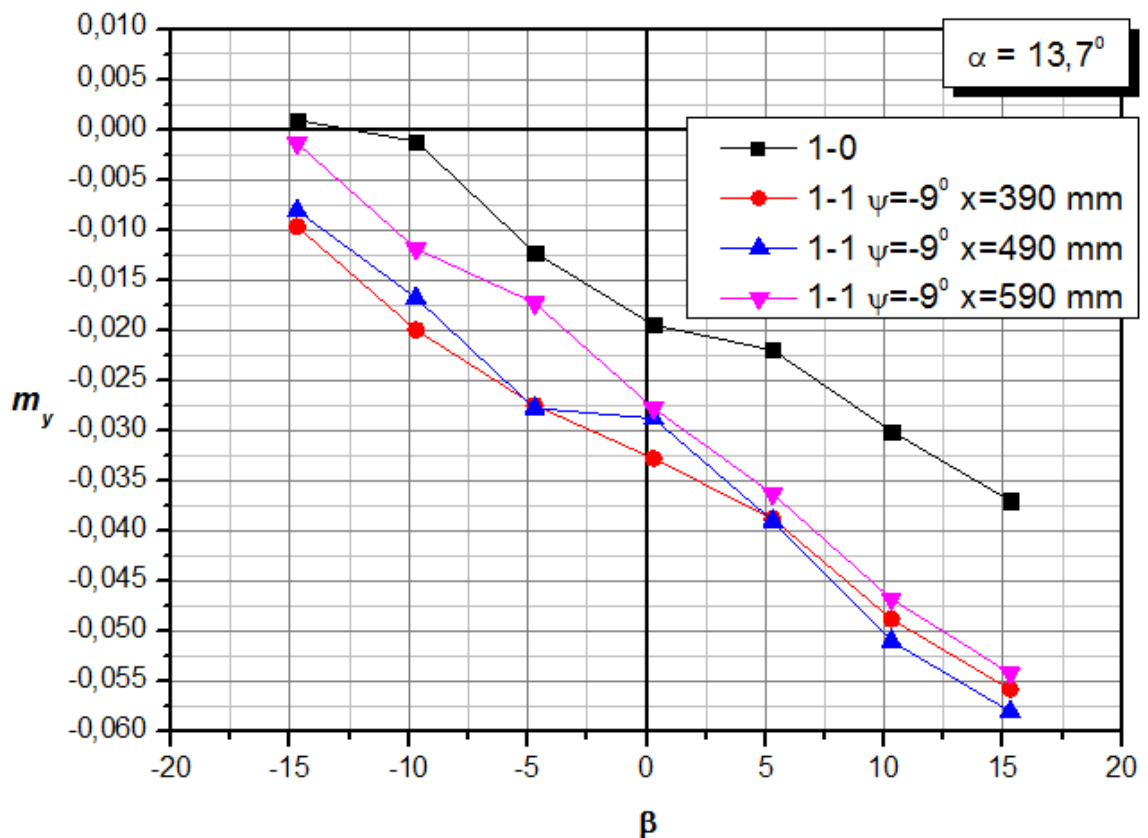
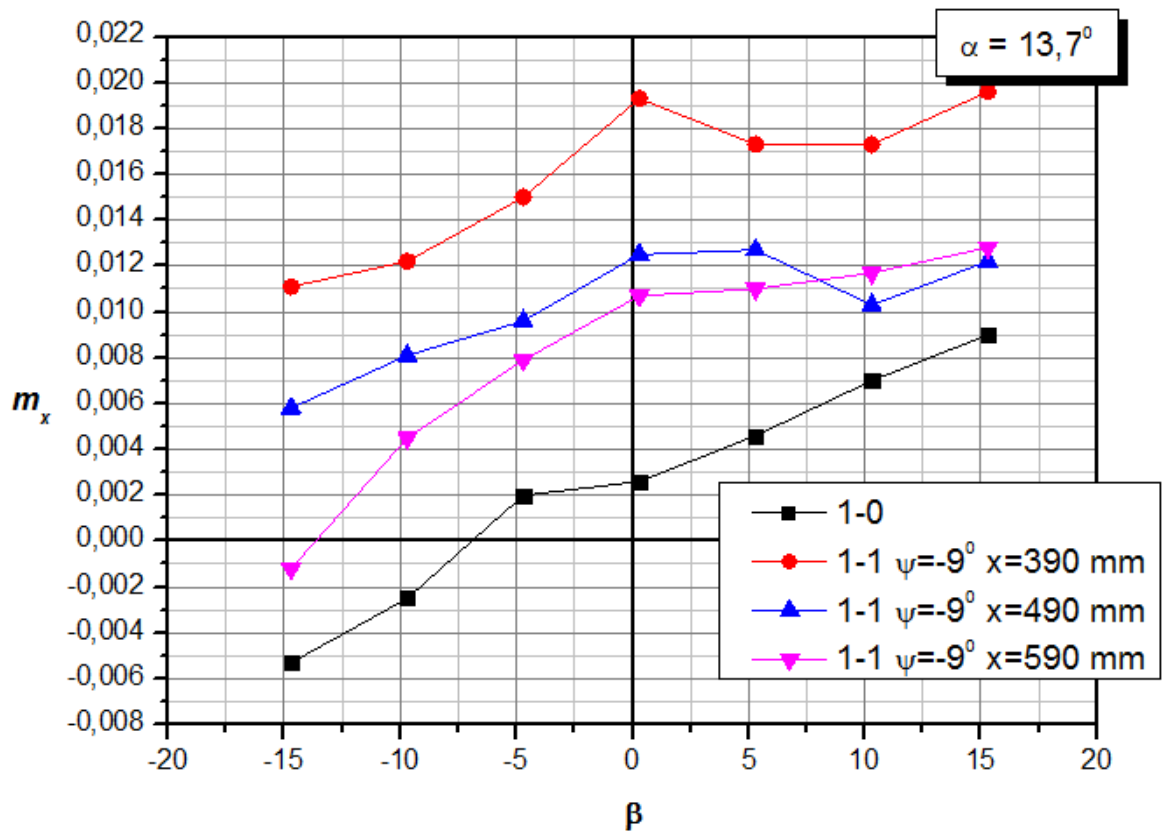


Рис. 3.4.15

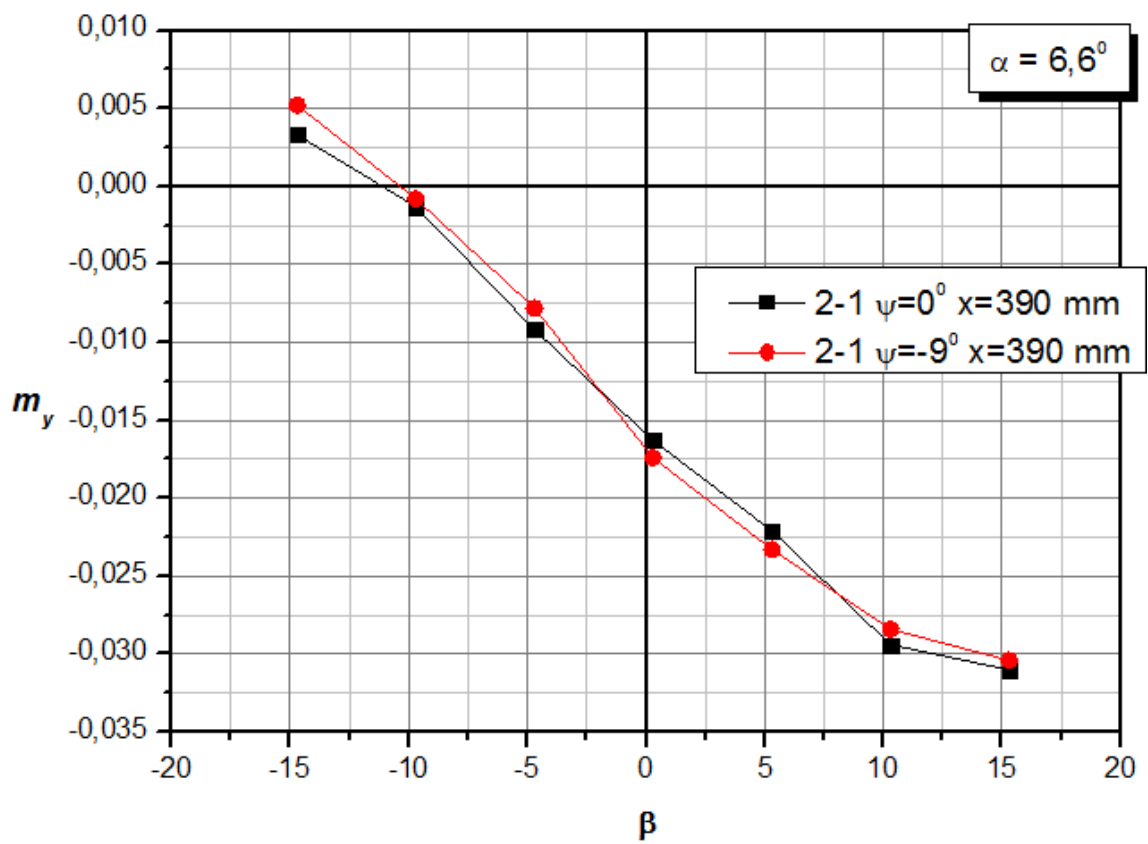
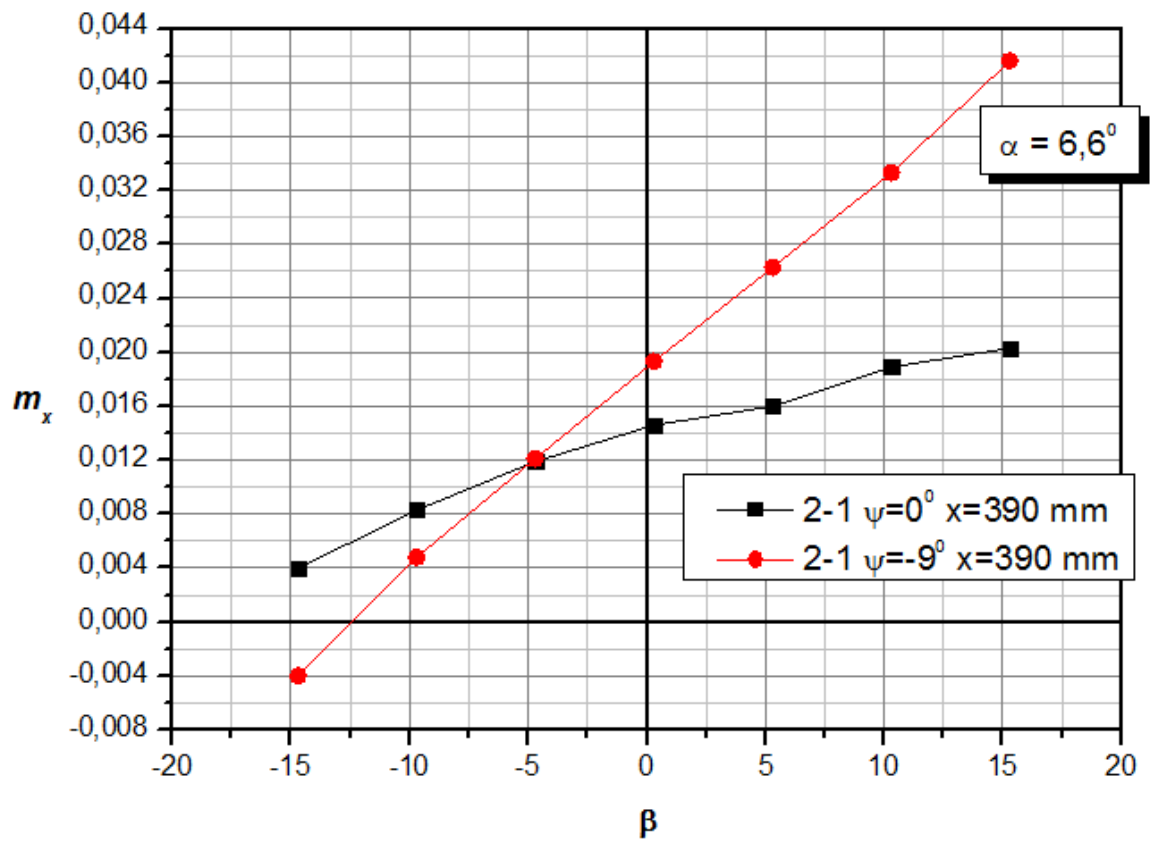


Рис. 3.4.16

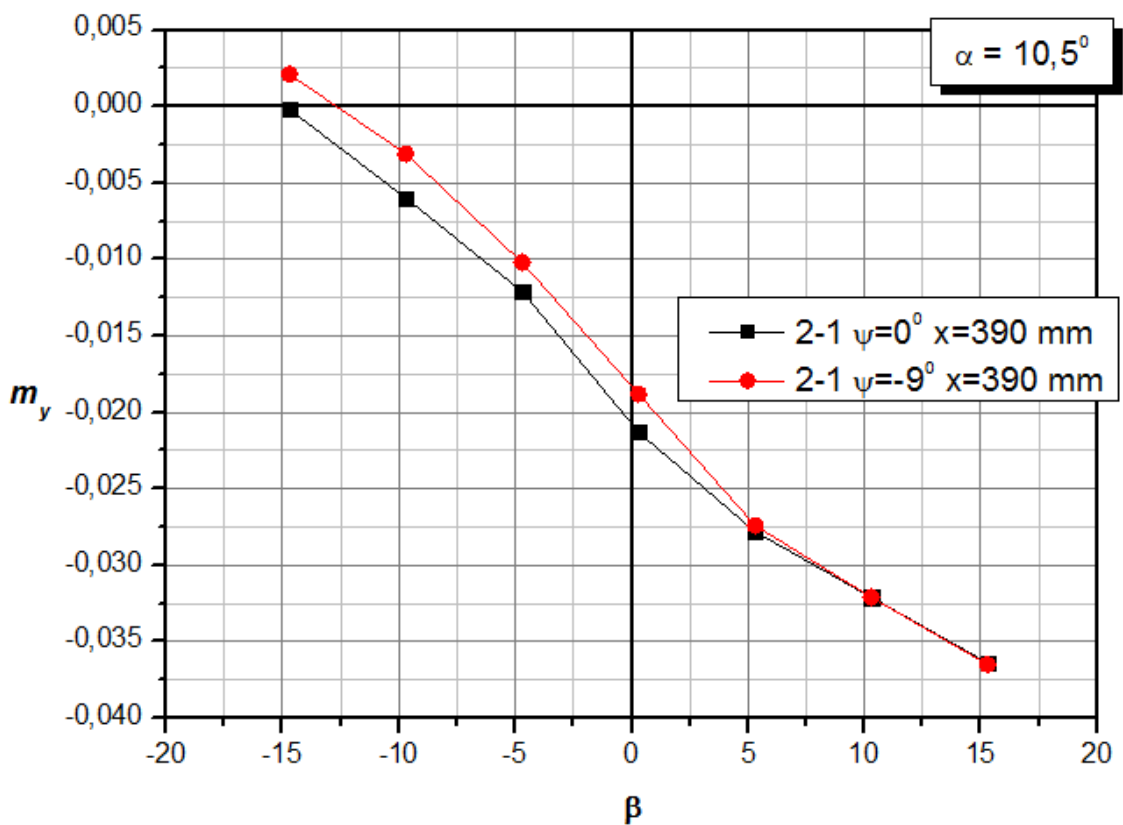
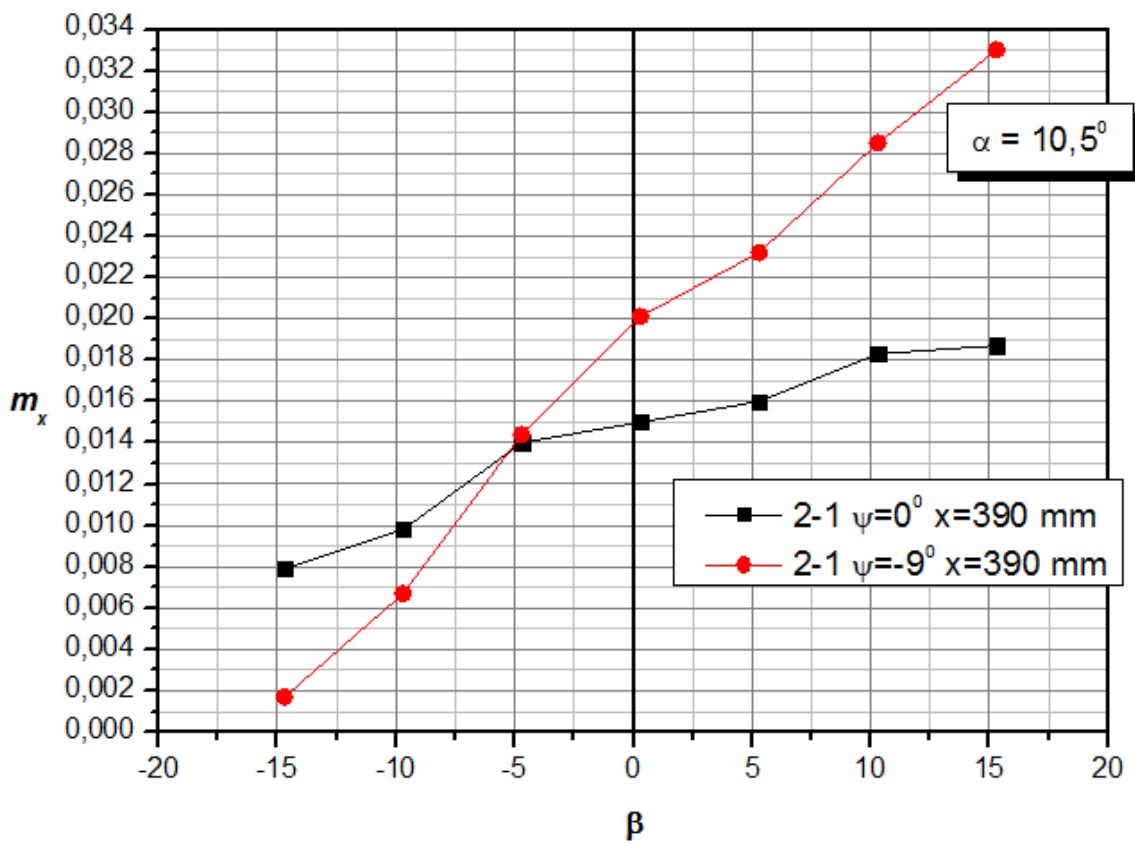


Рис. 3.4.17

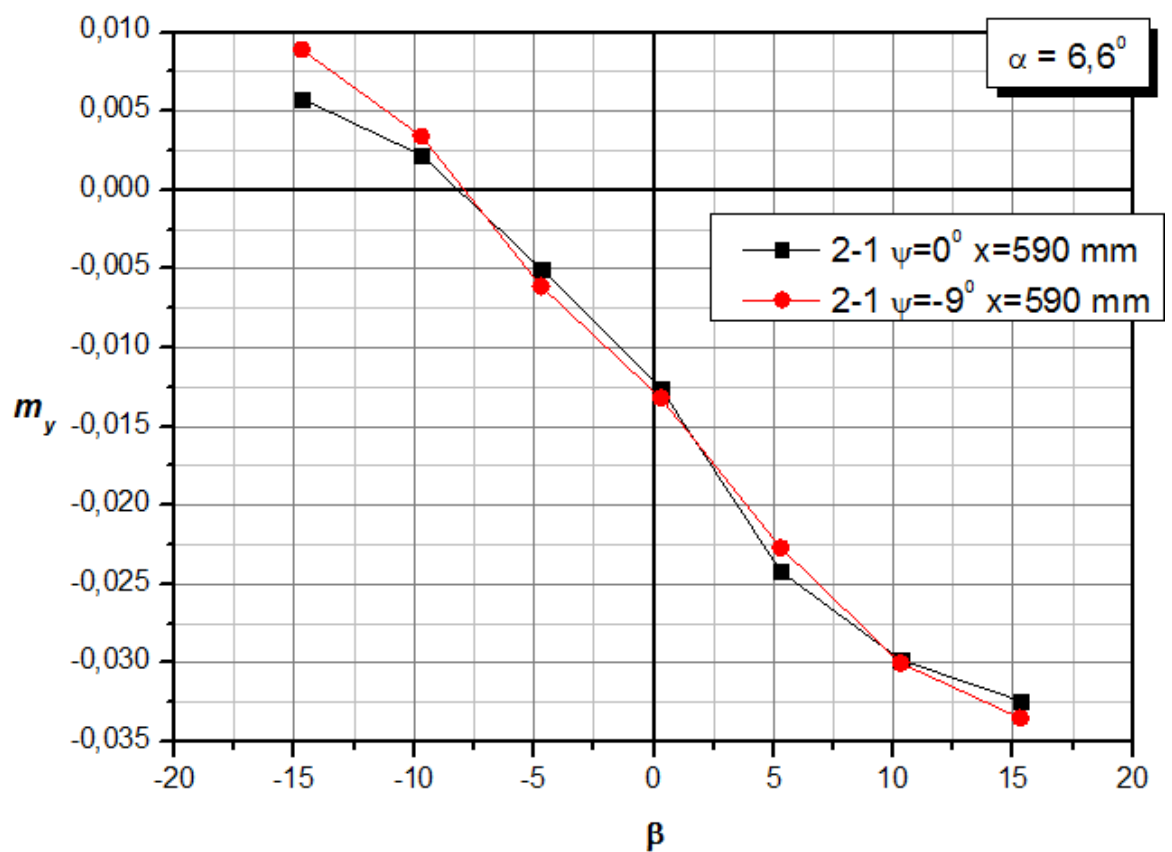
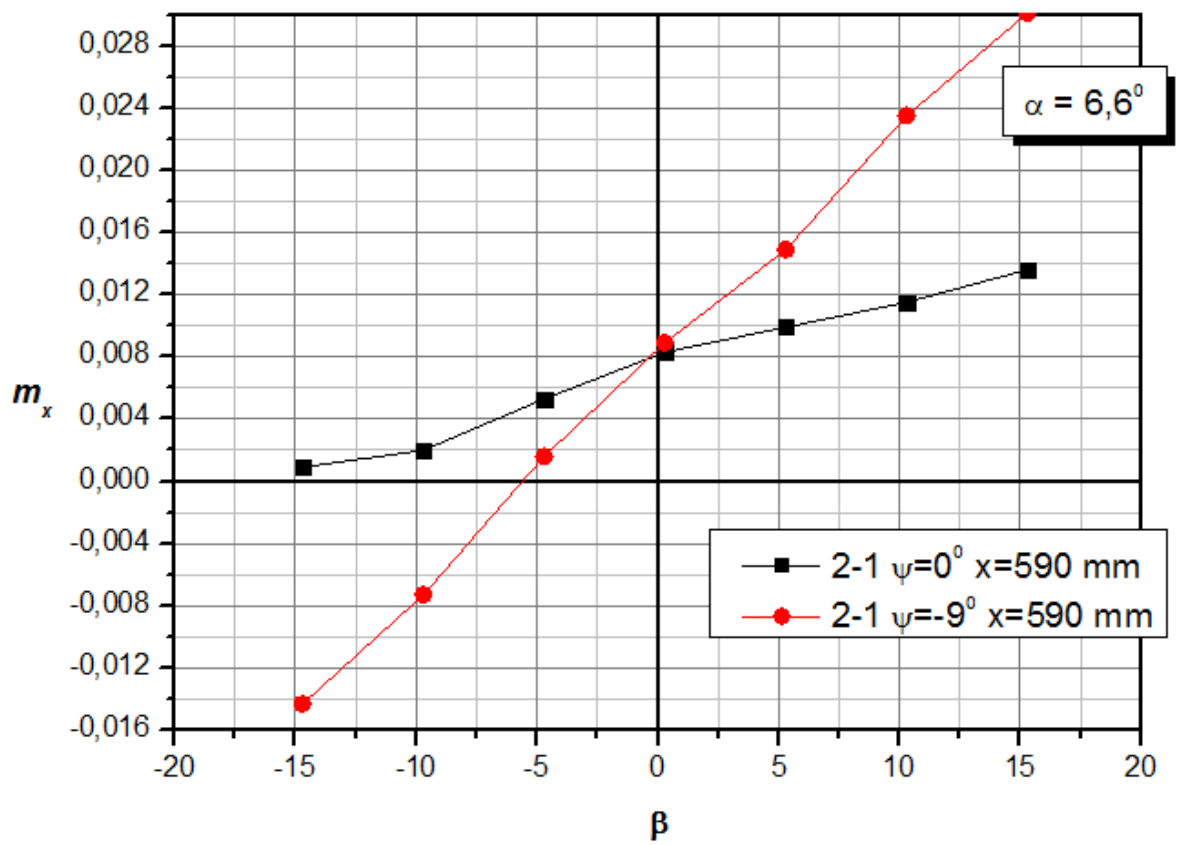


Рис. 3.4.18

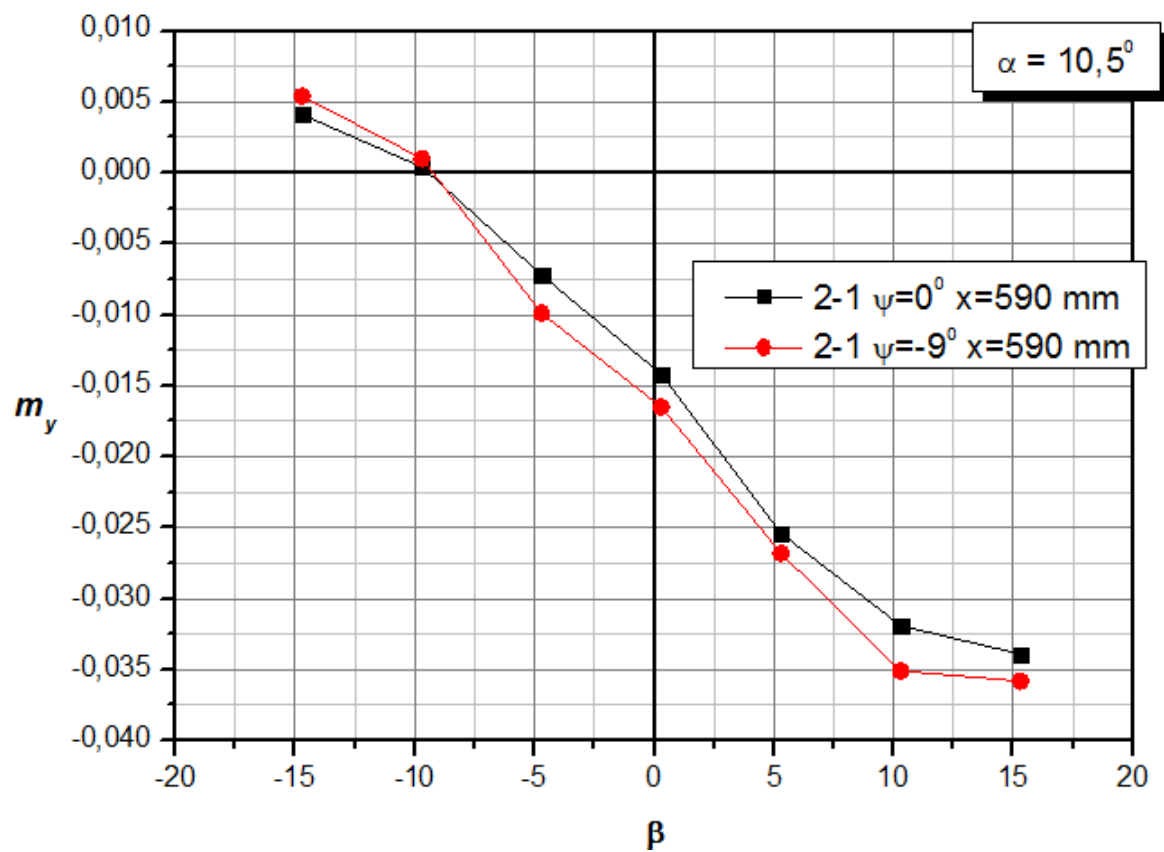
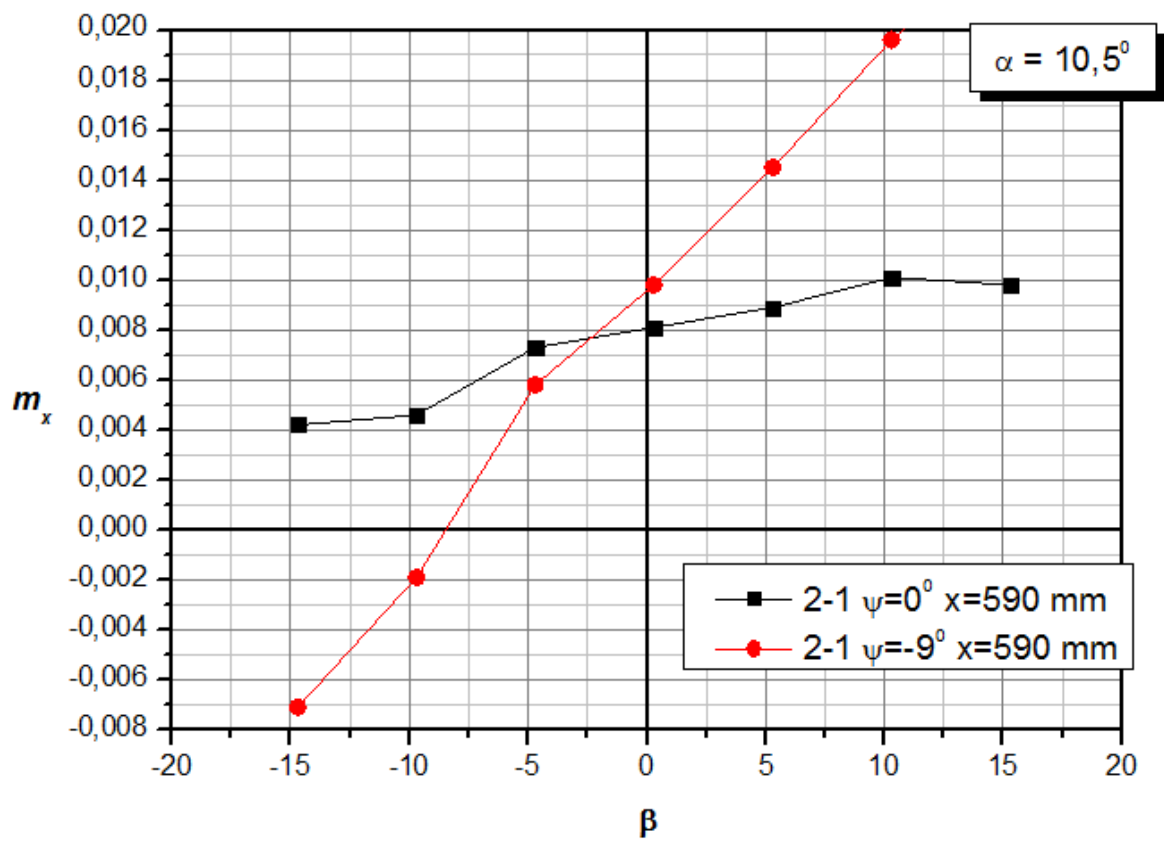


Рис. 3.4.19

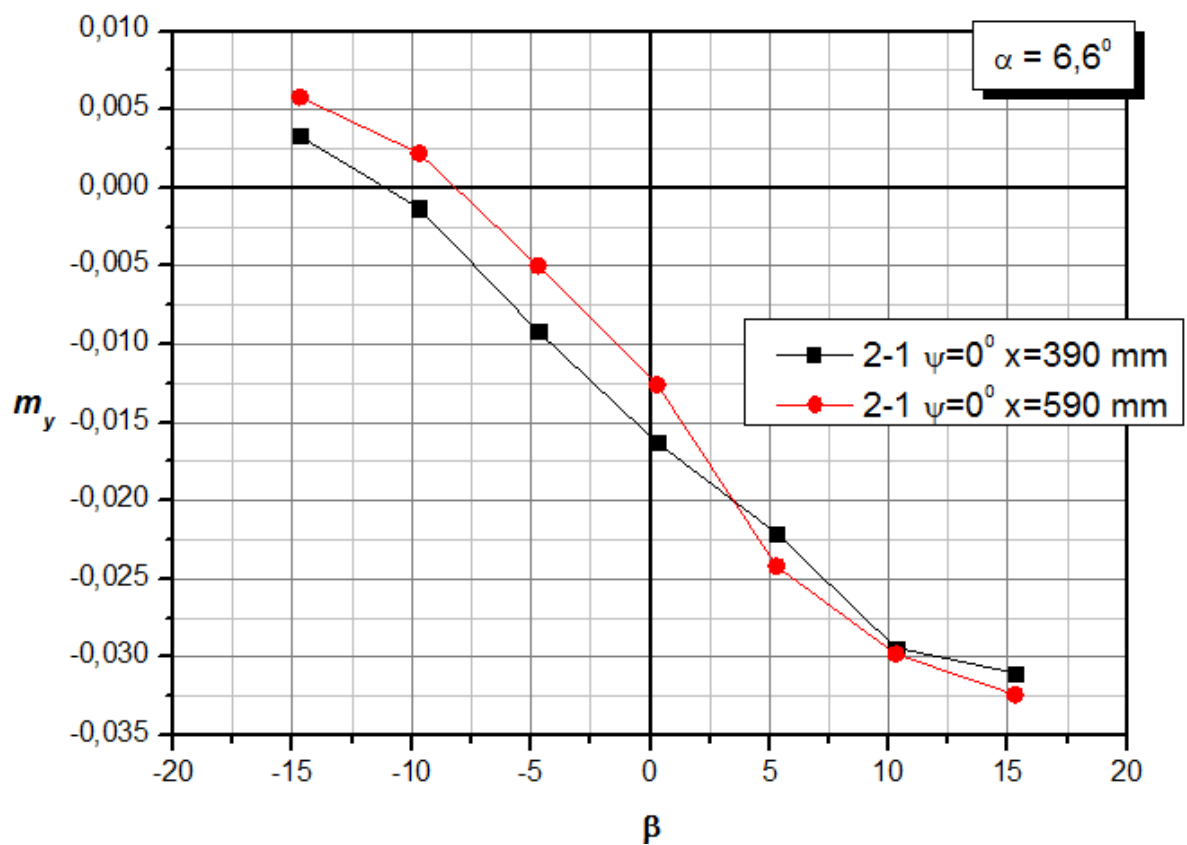
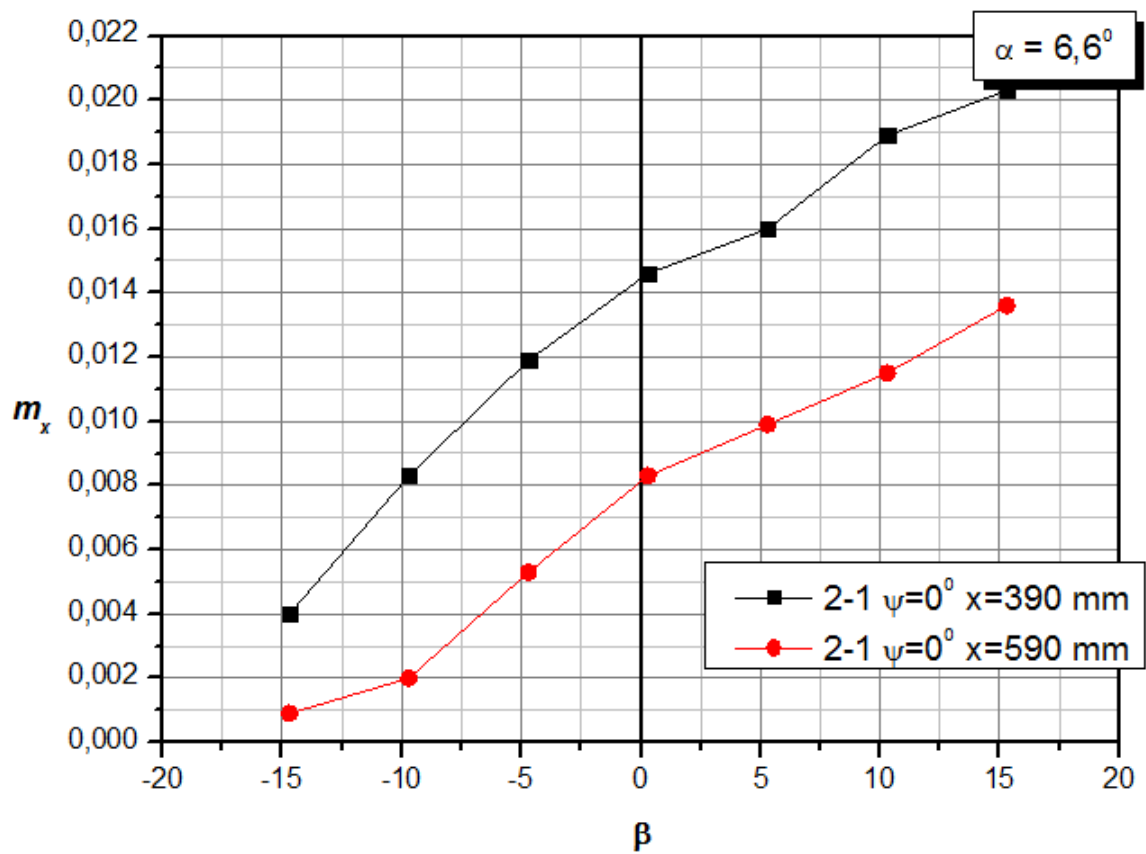


Рис. 3.4.20

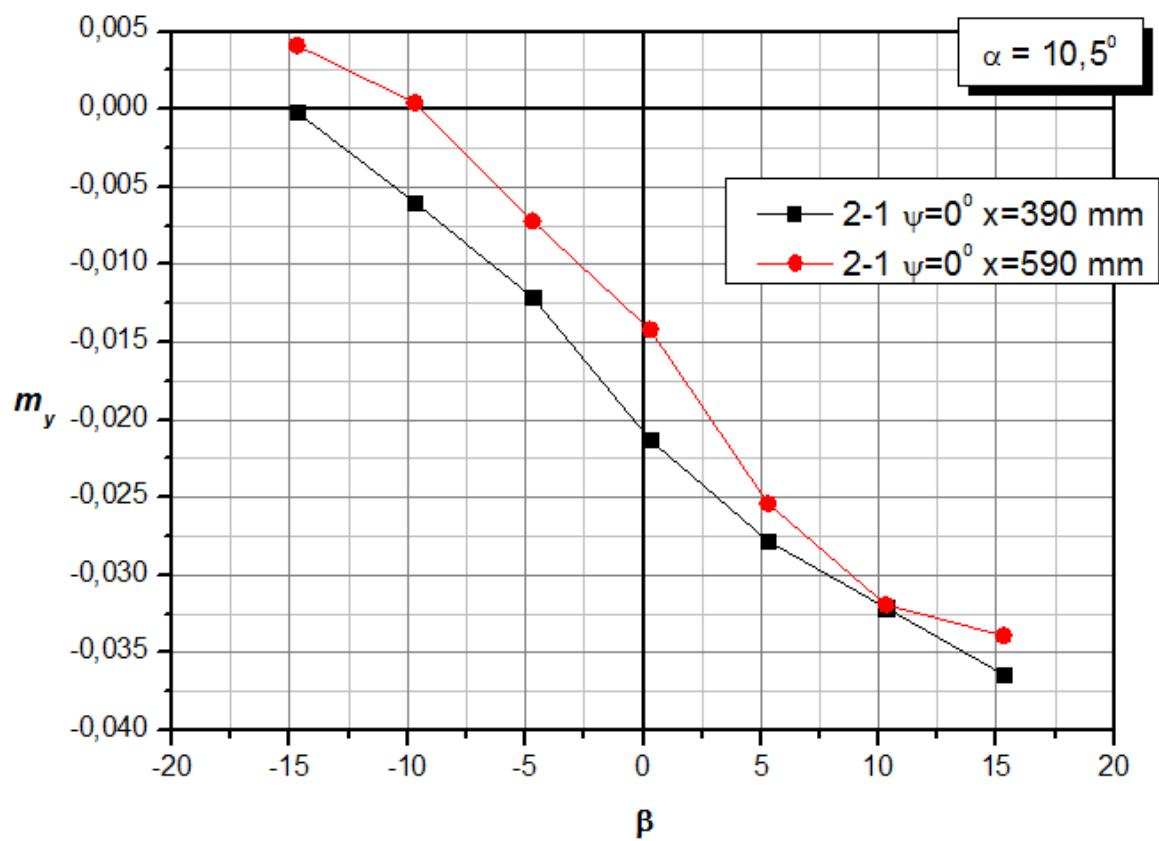
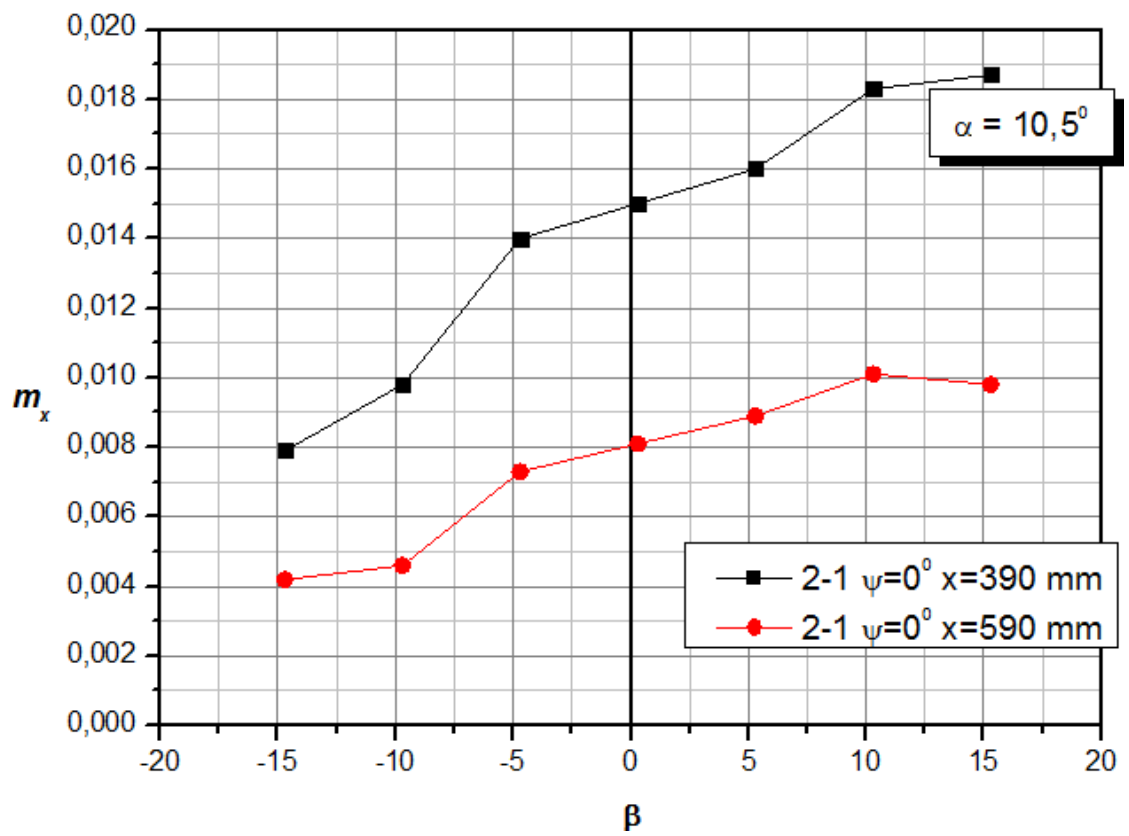


Рис. 3.4.21

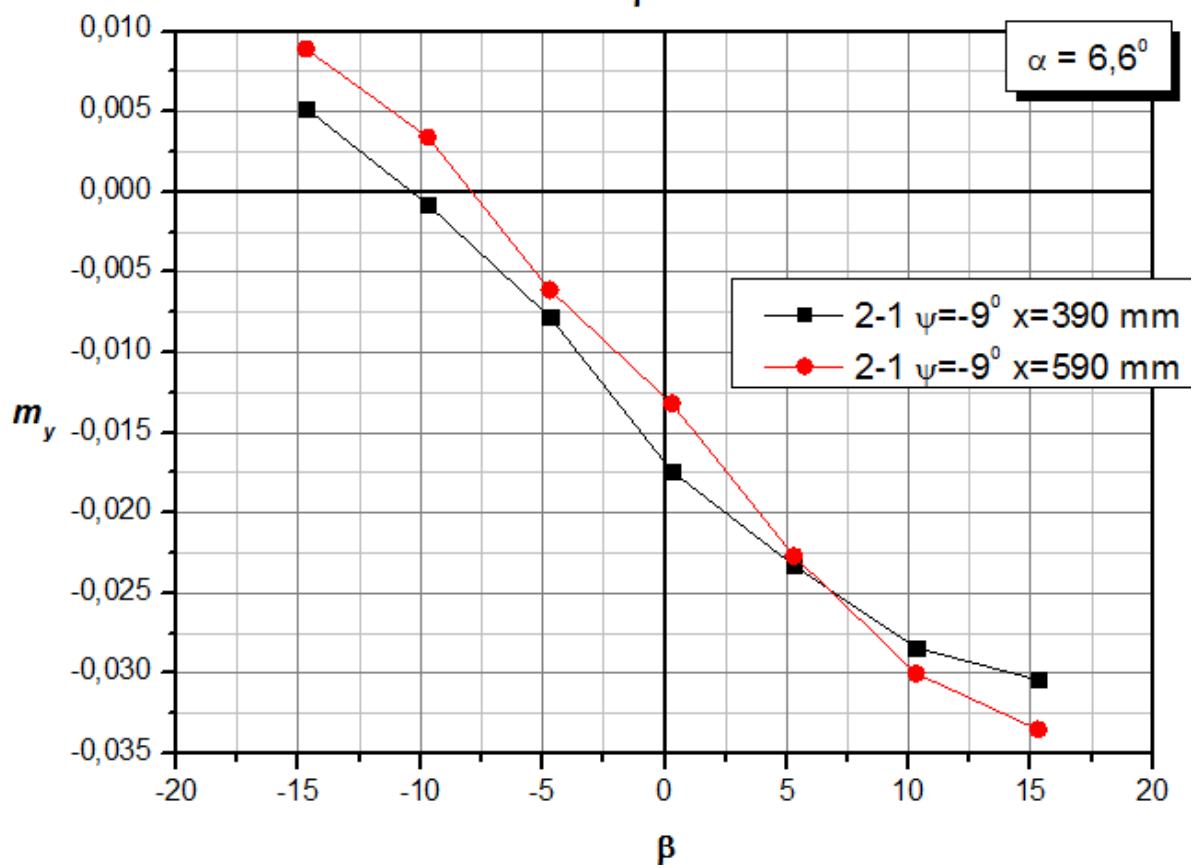
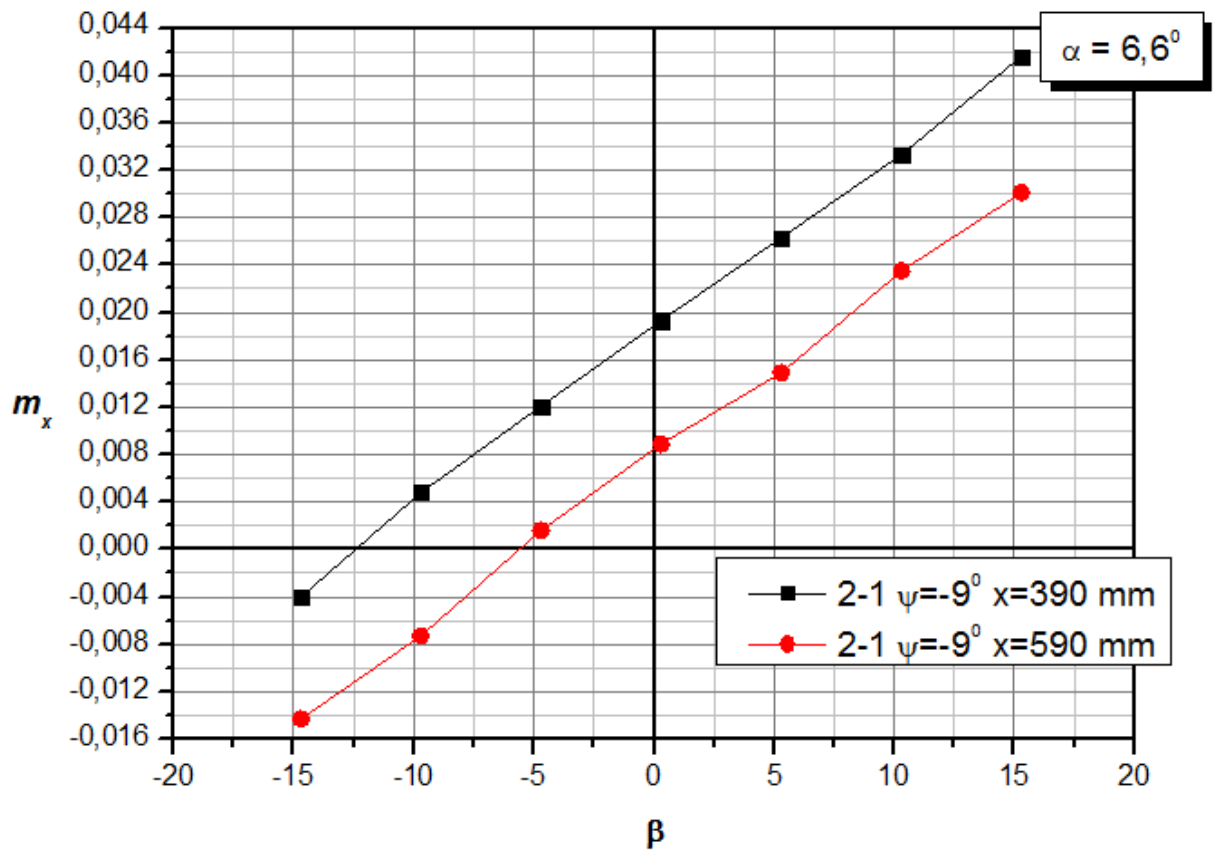


Рис. 3.4.22

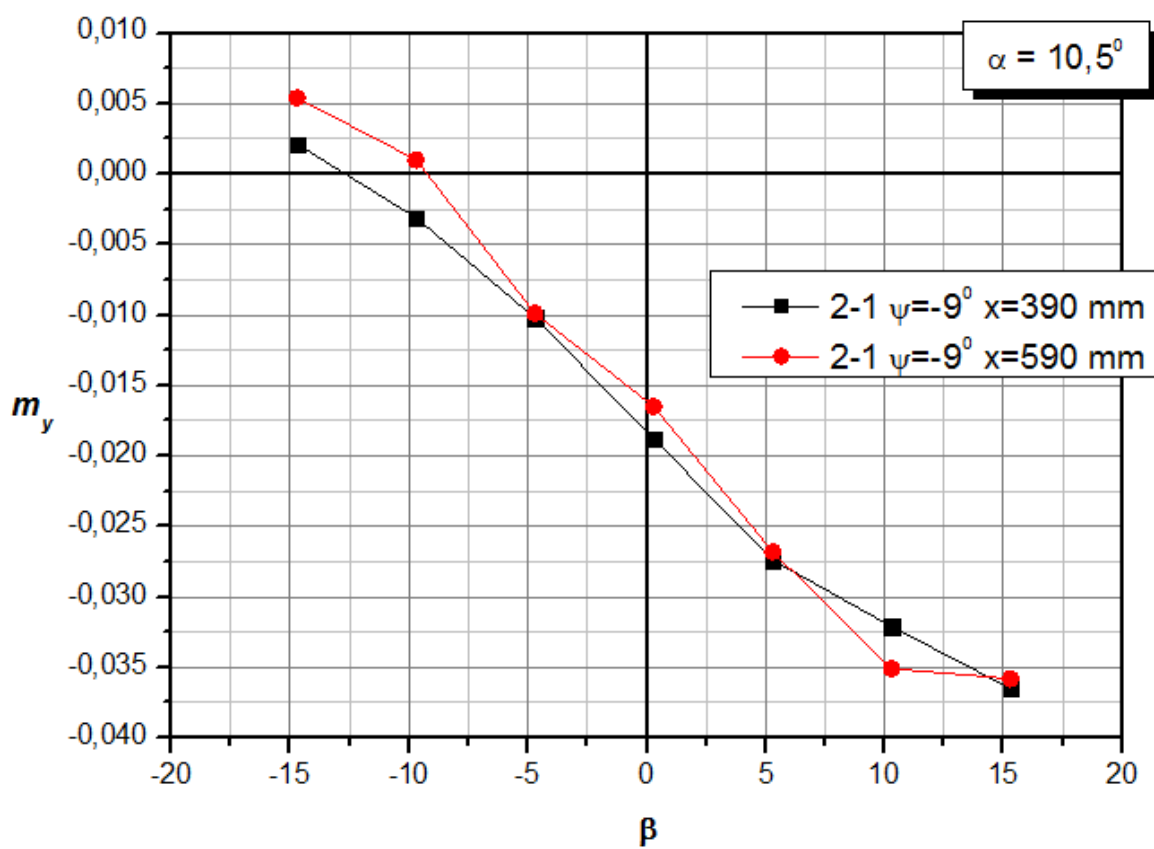
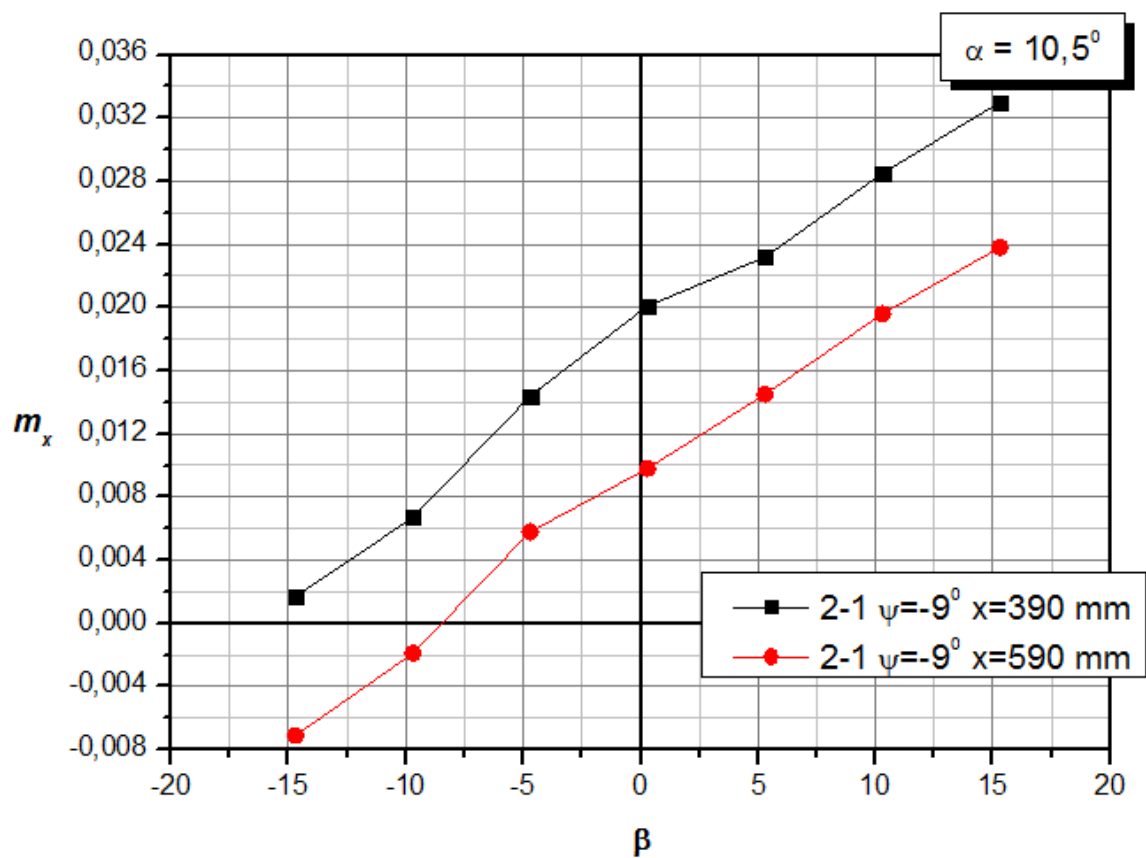


Рис. 3.4.23

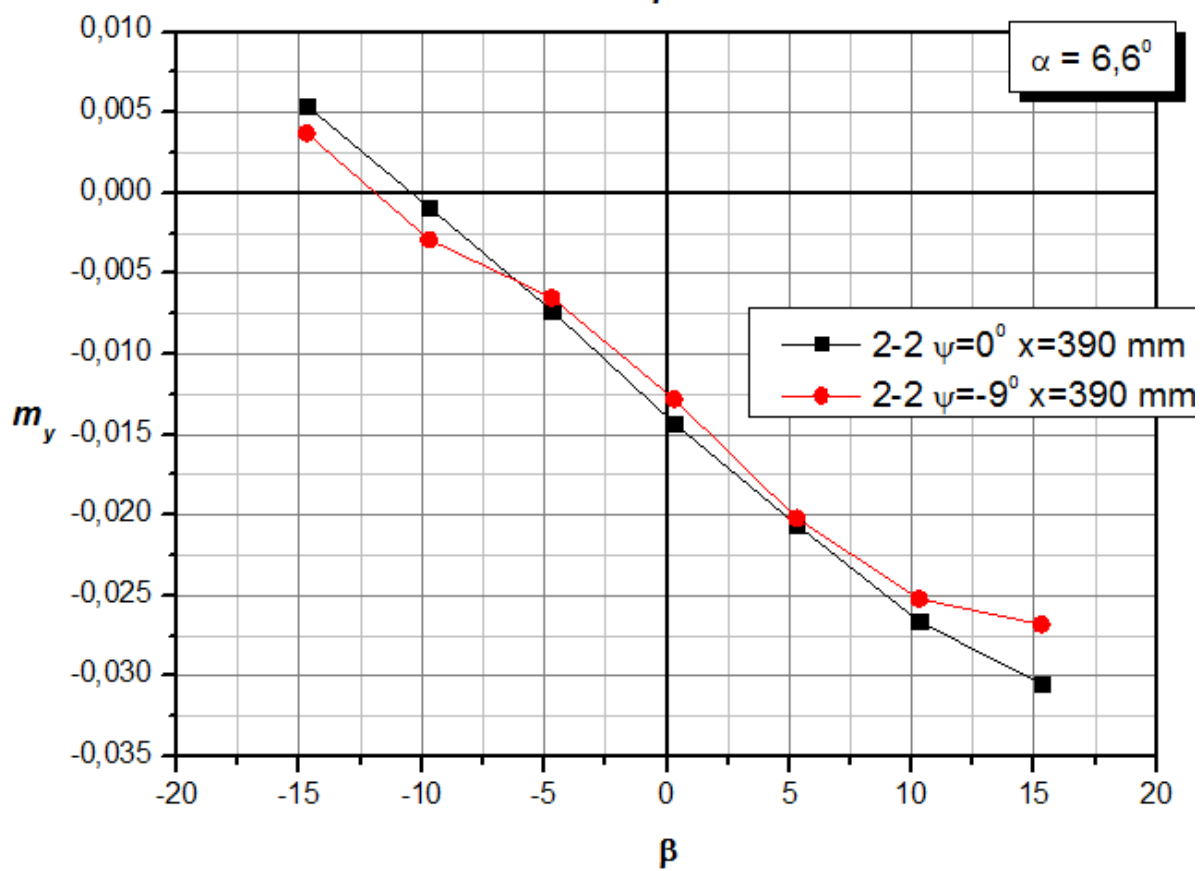
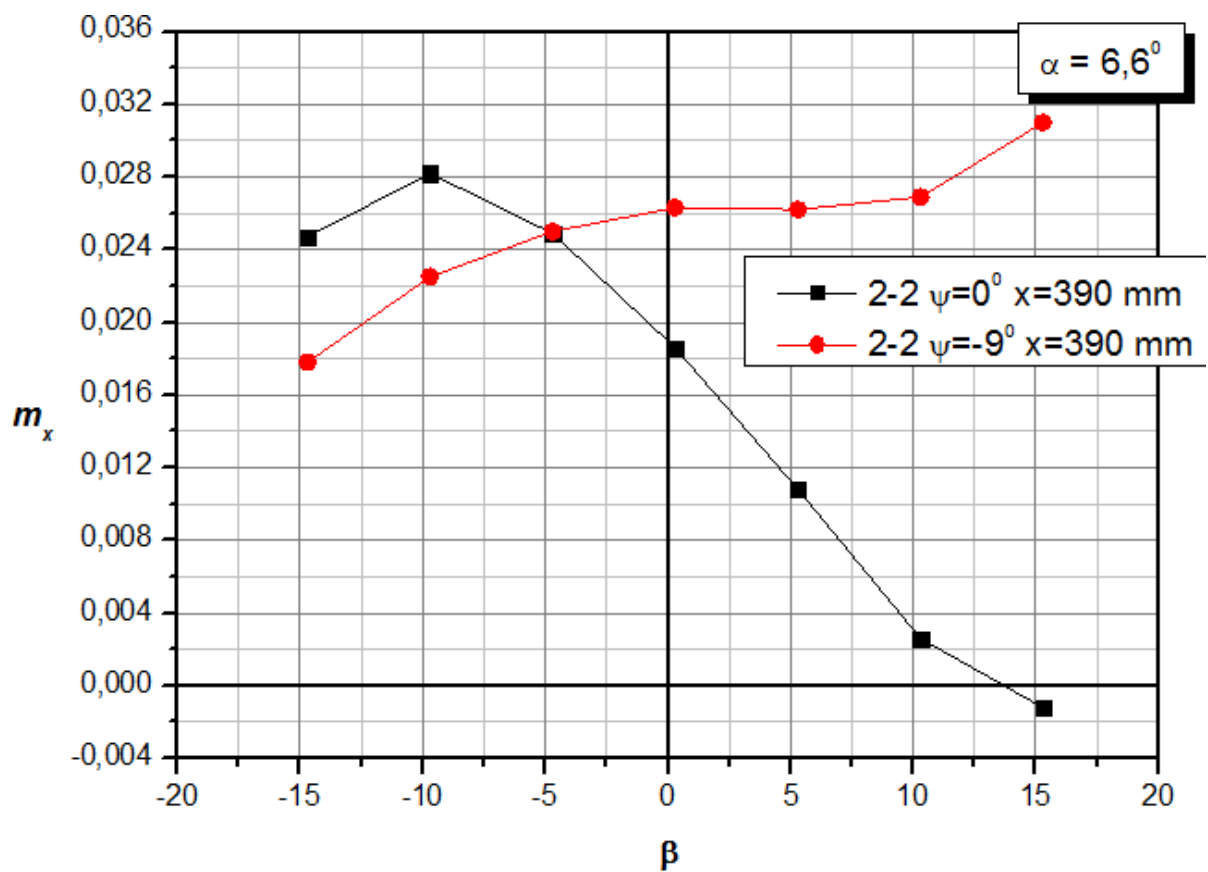


Рис. 3.4.24

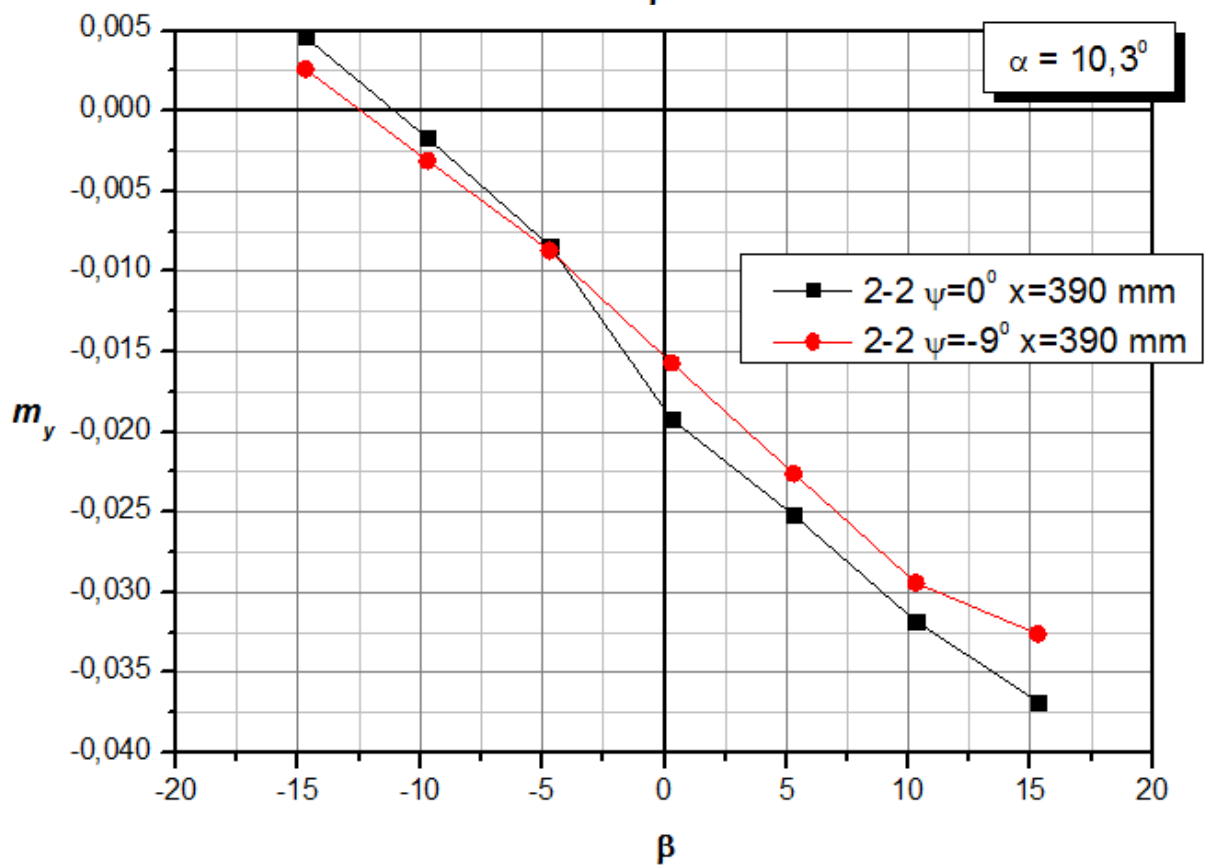
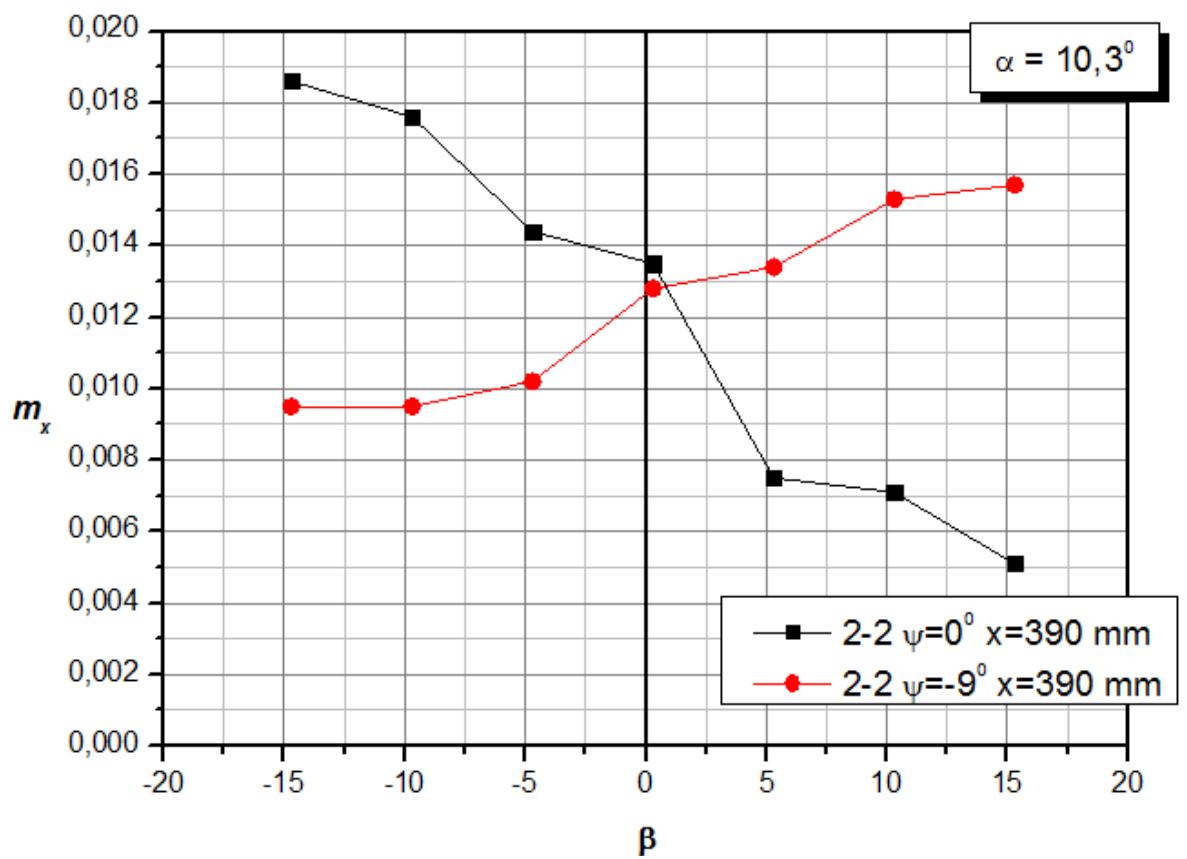


Рис. 3.4.25

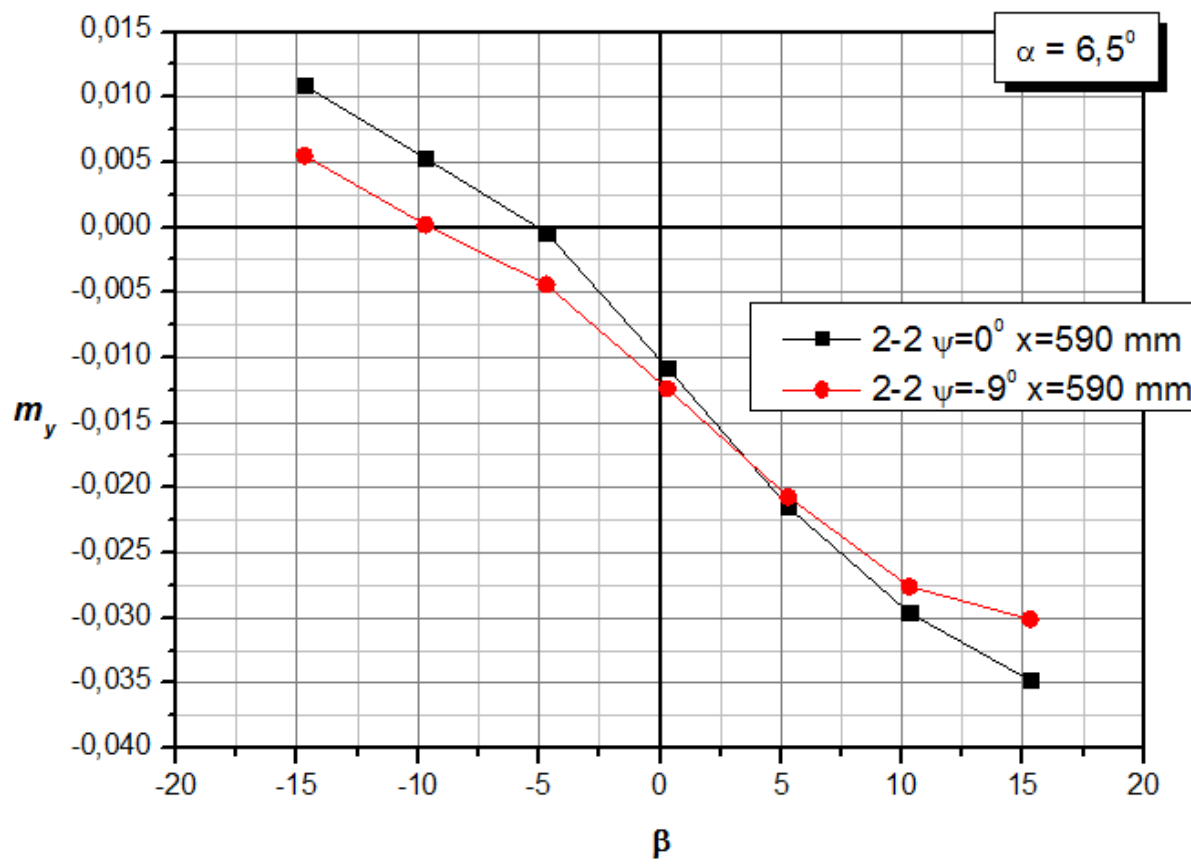
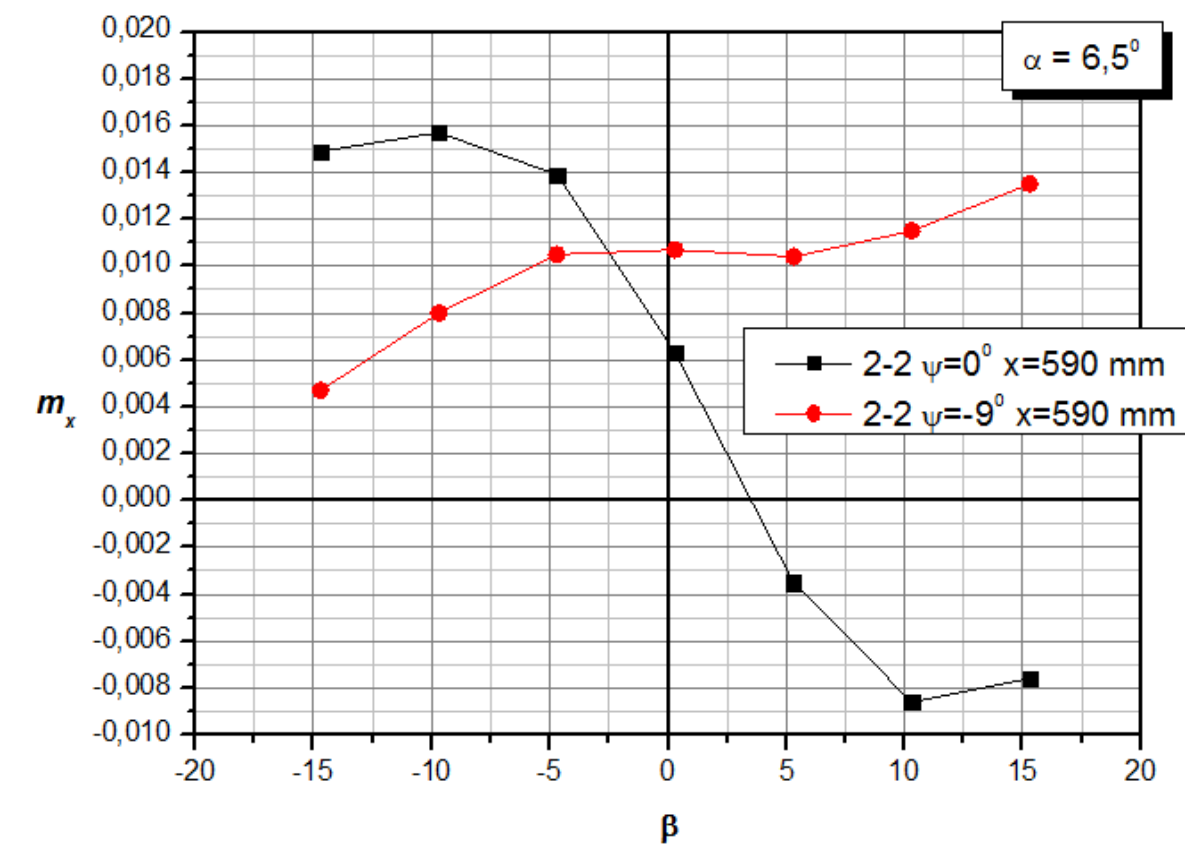


Рис. 3.4.26

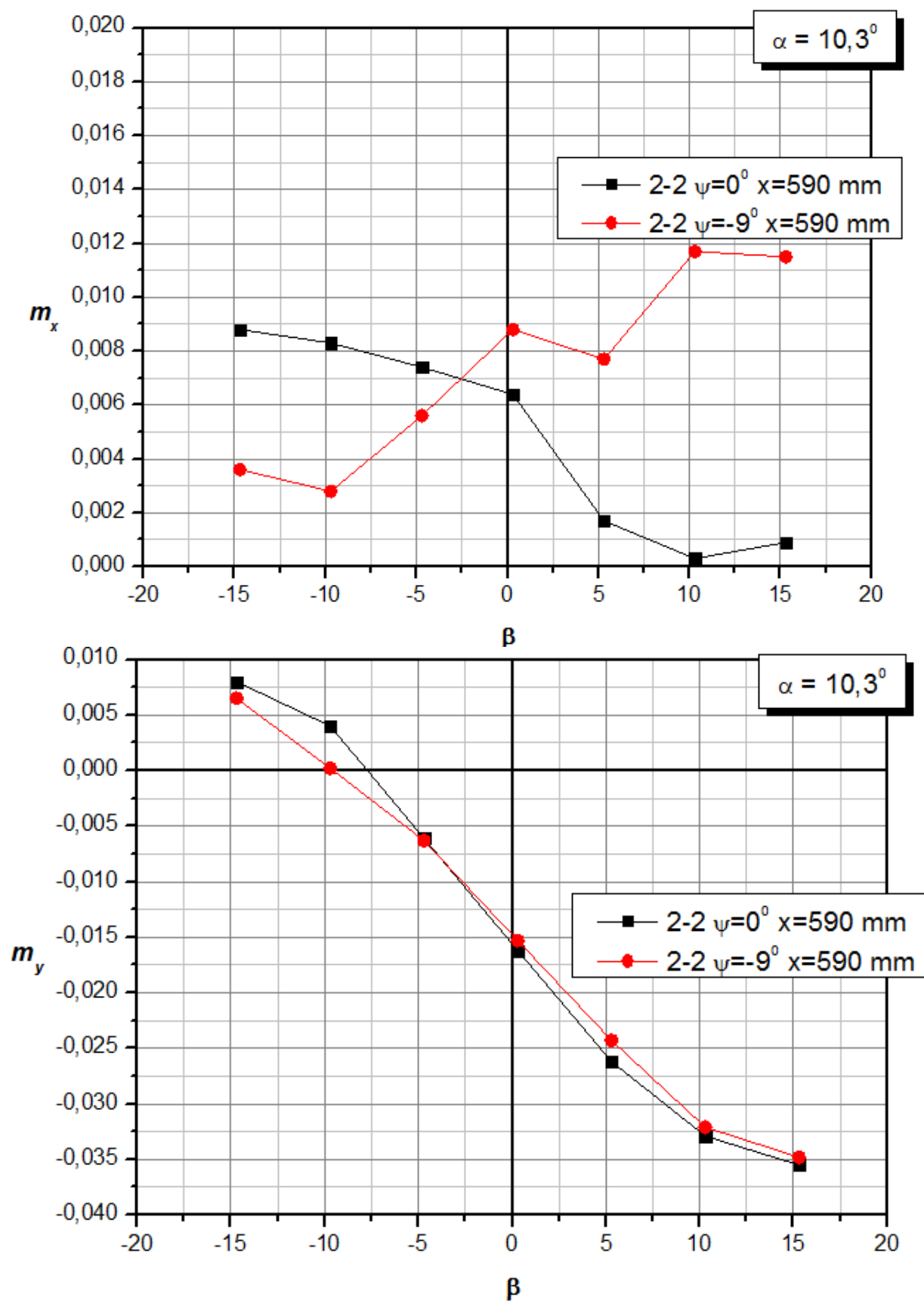


Рис. 3.4.27

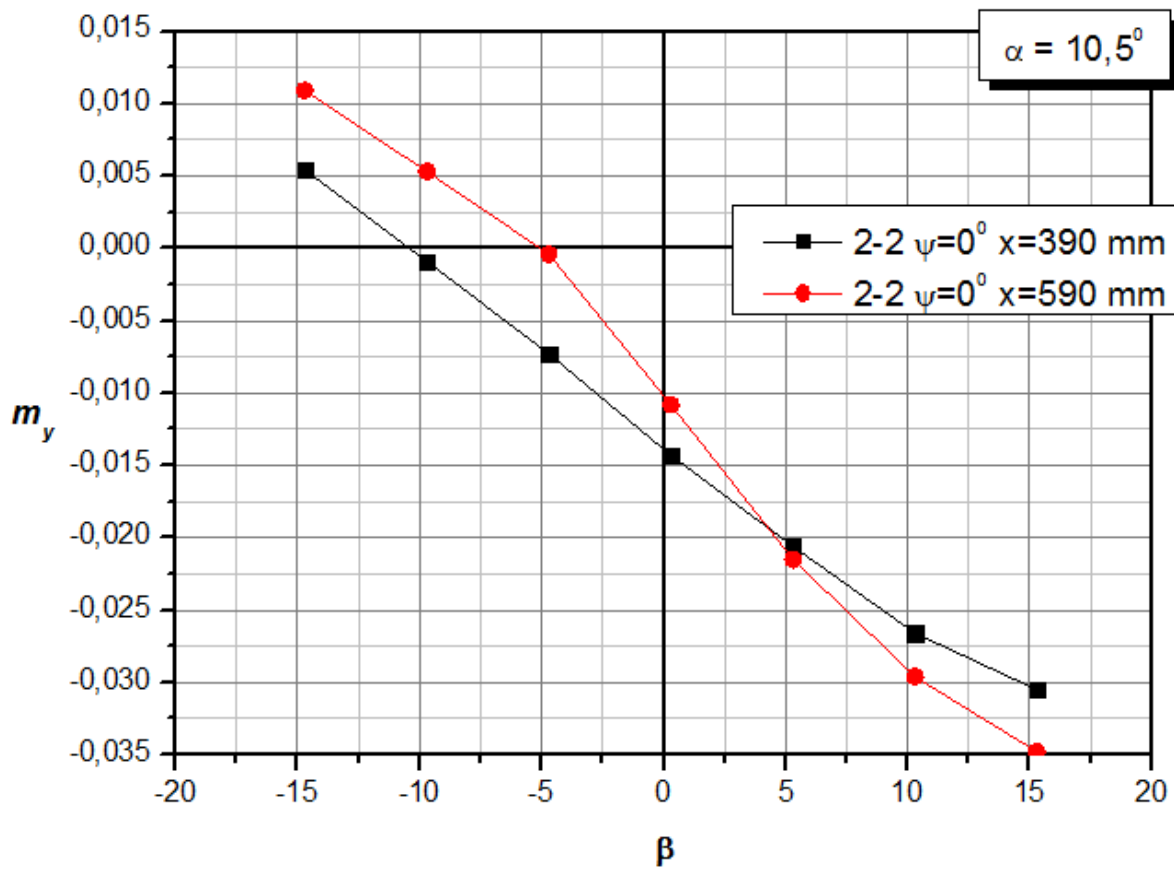
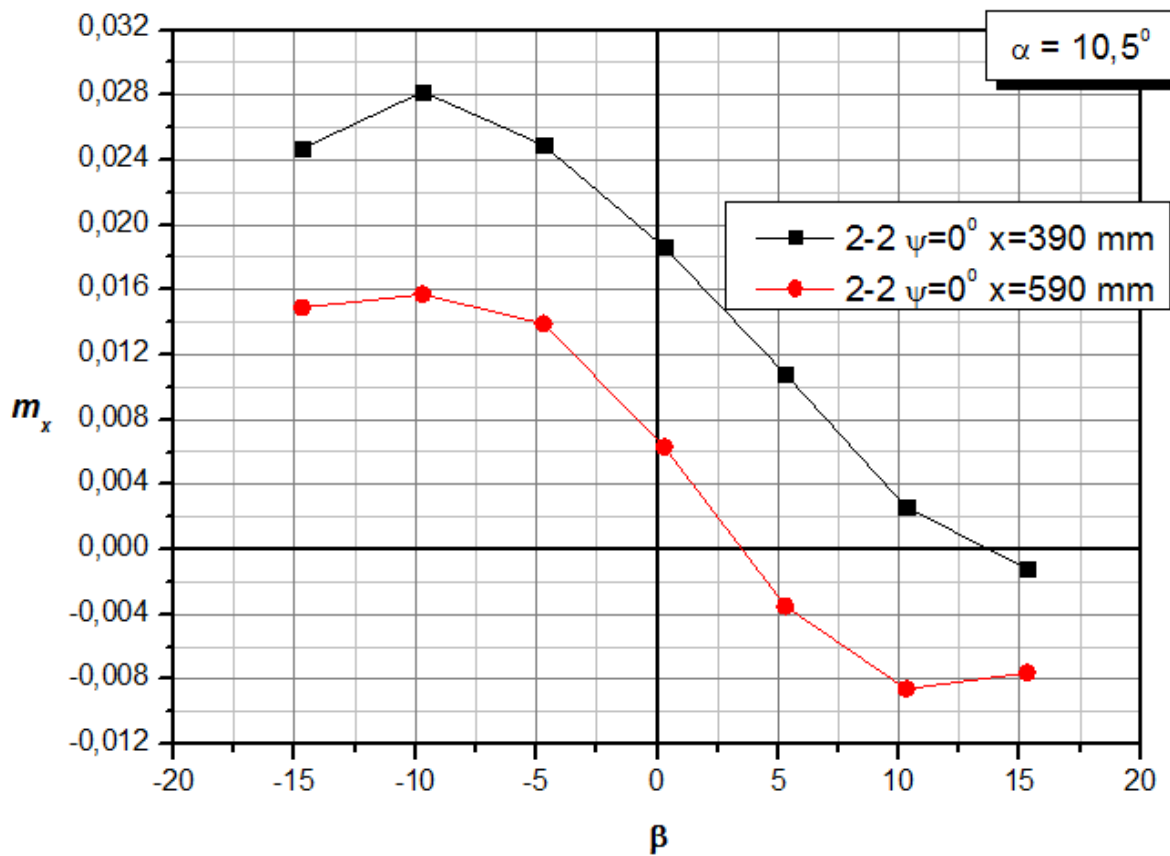


Рис. 3.4.28

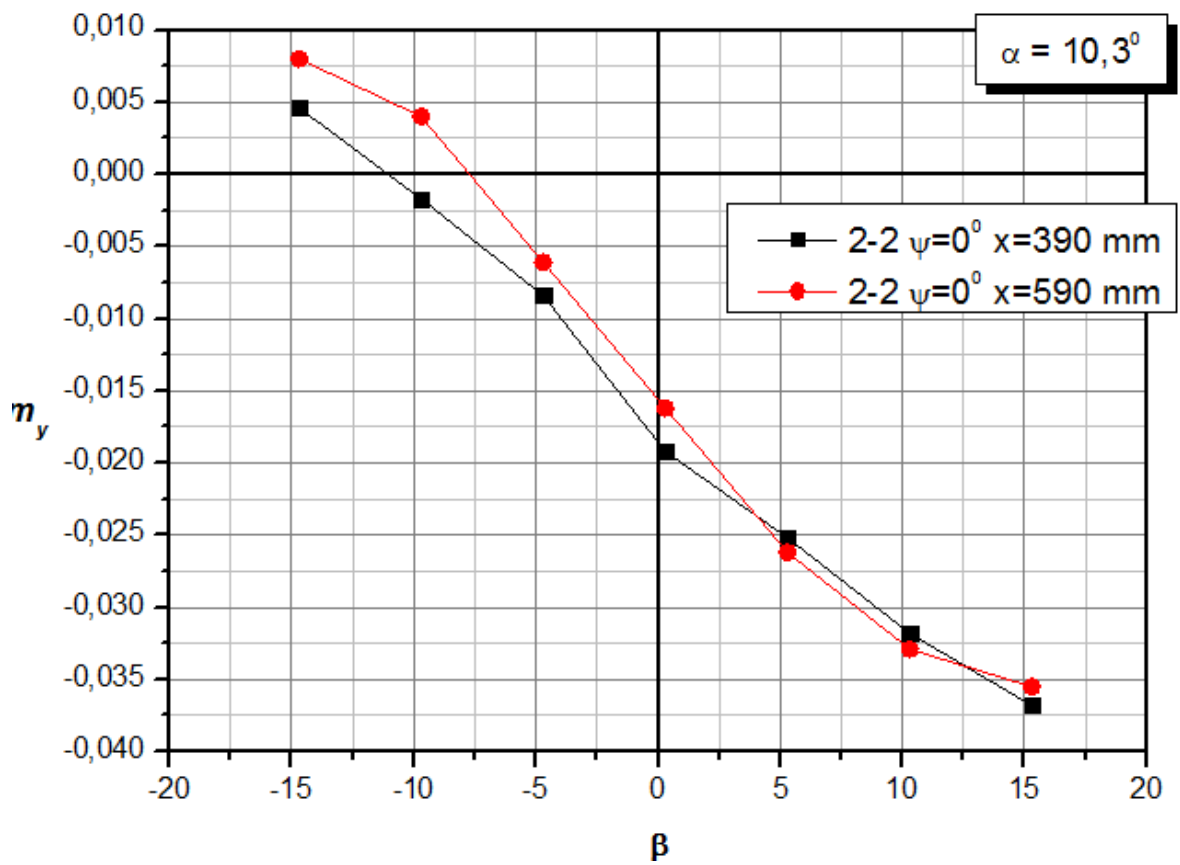
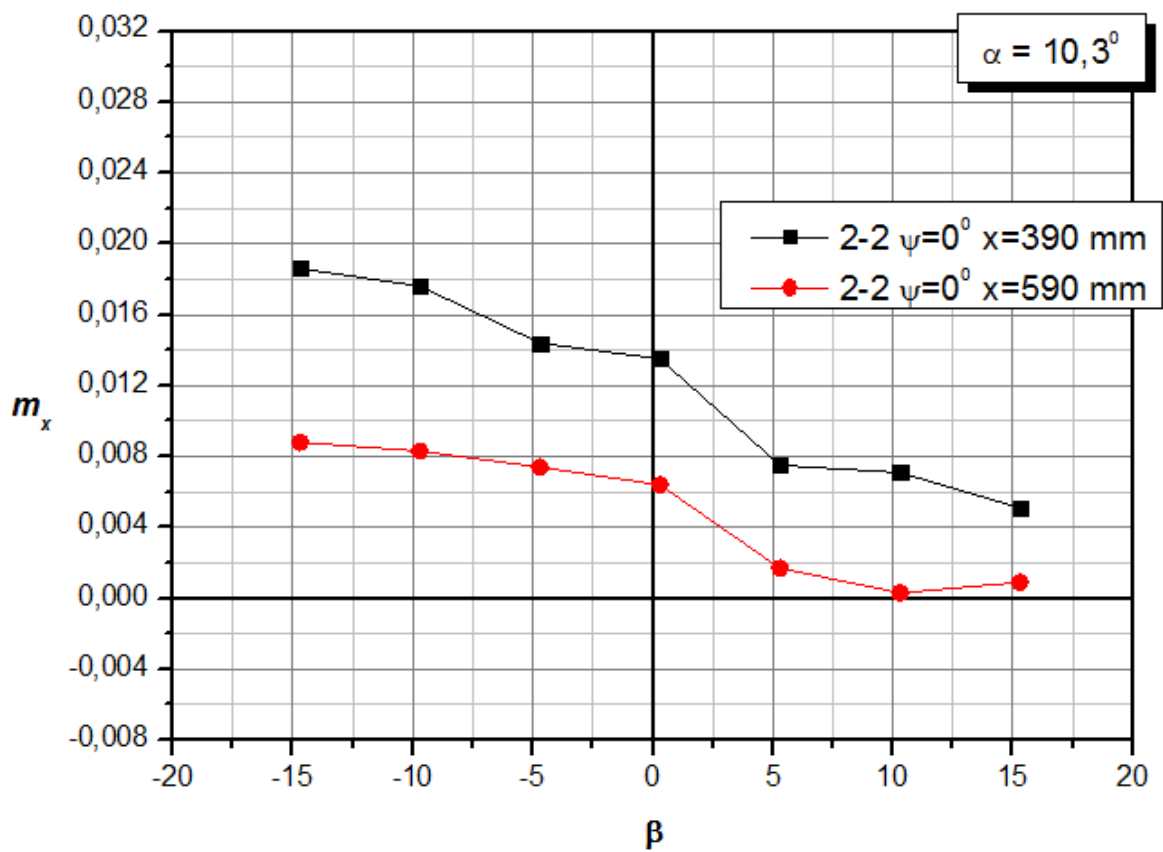


Рис. 3.4.29

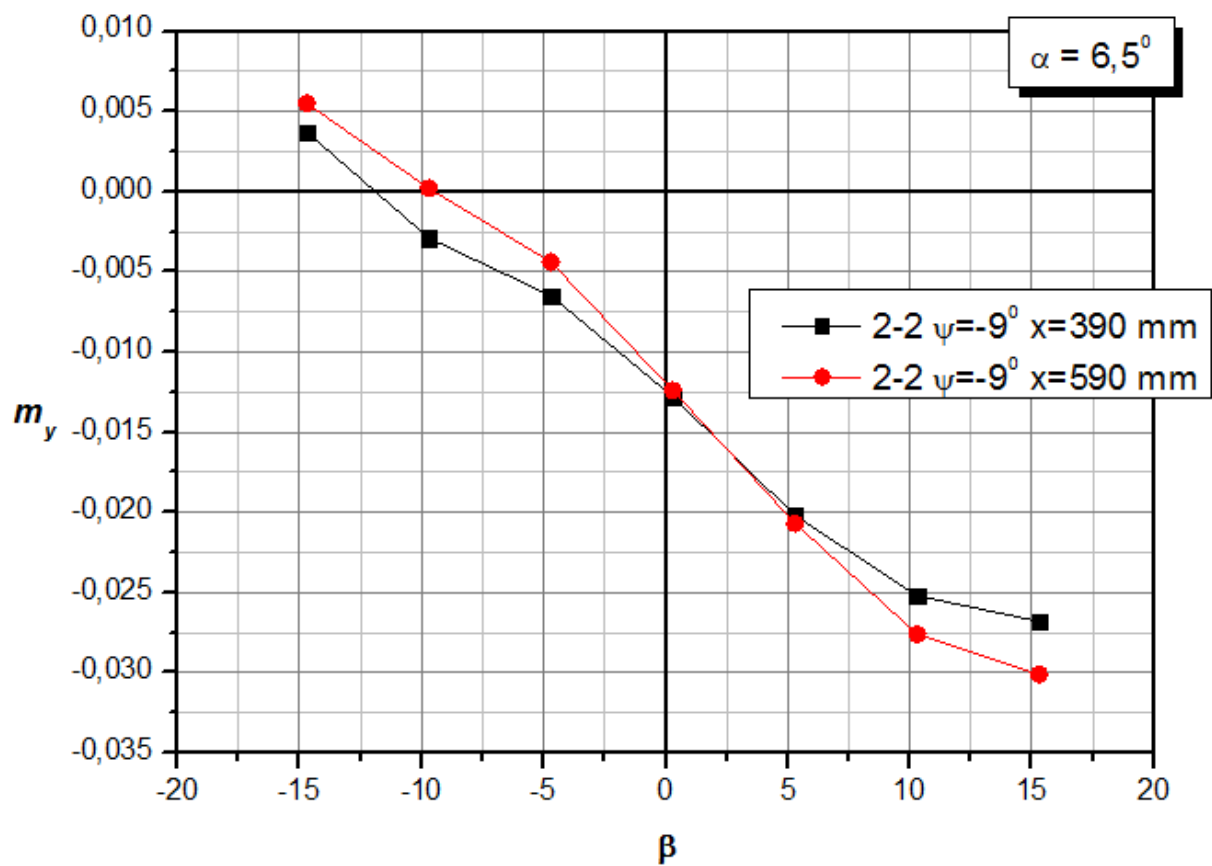
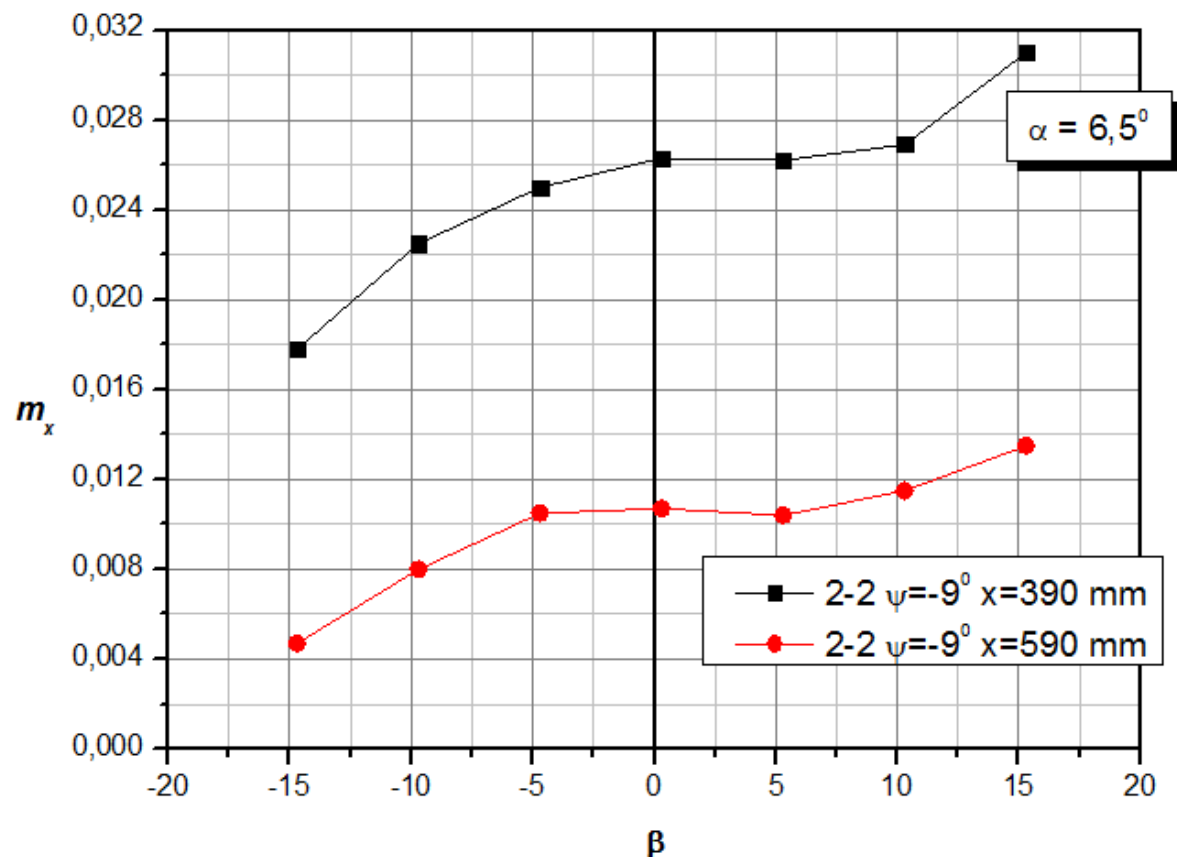


Рис. 3.4.30

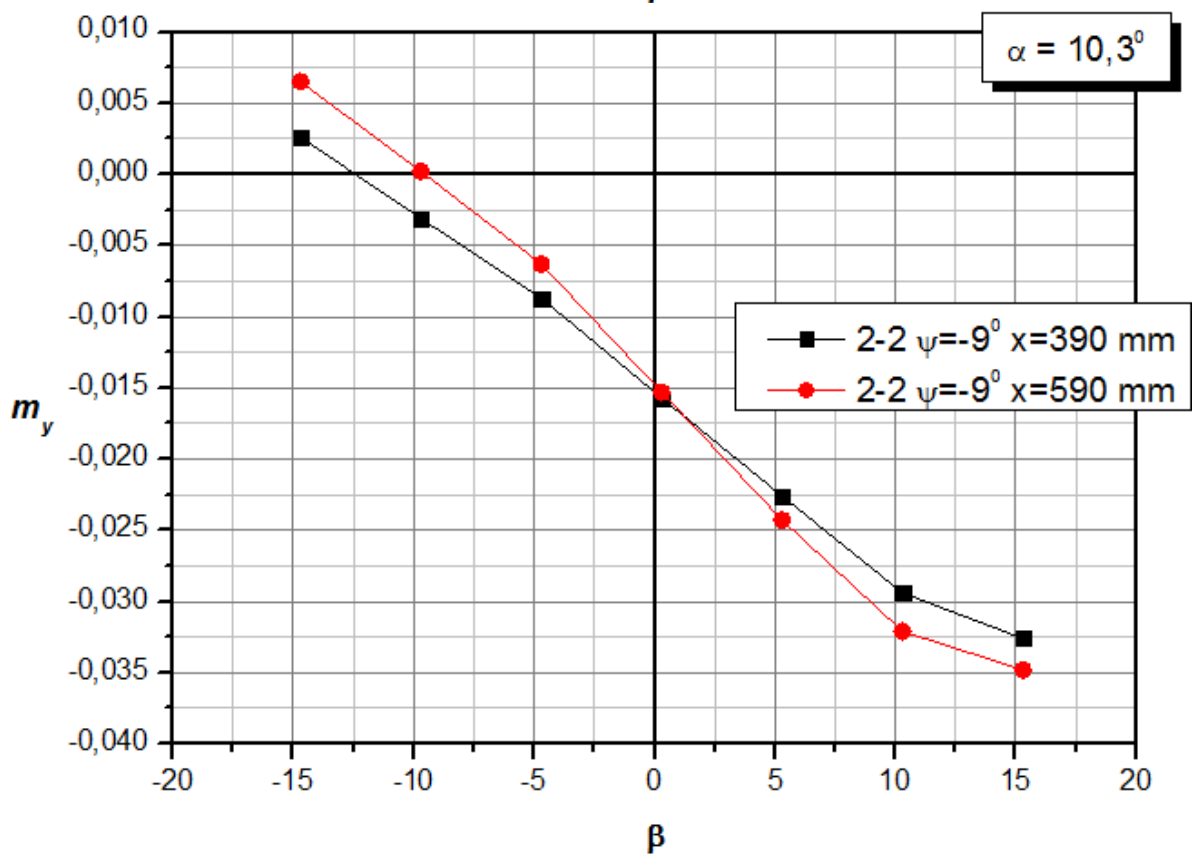
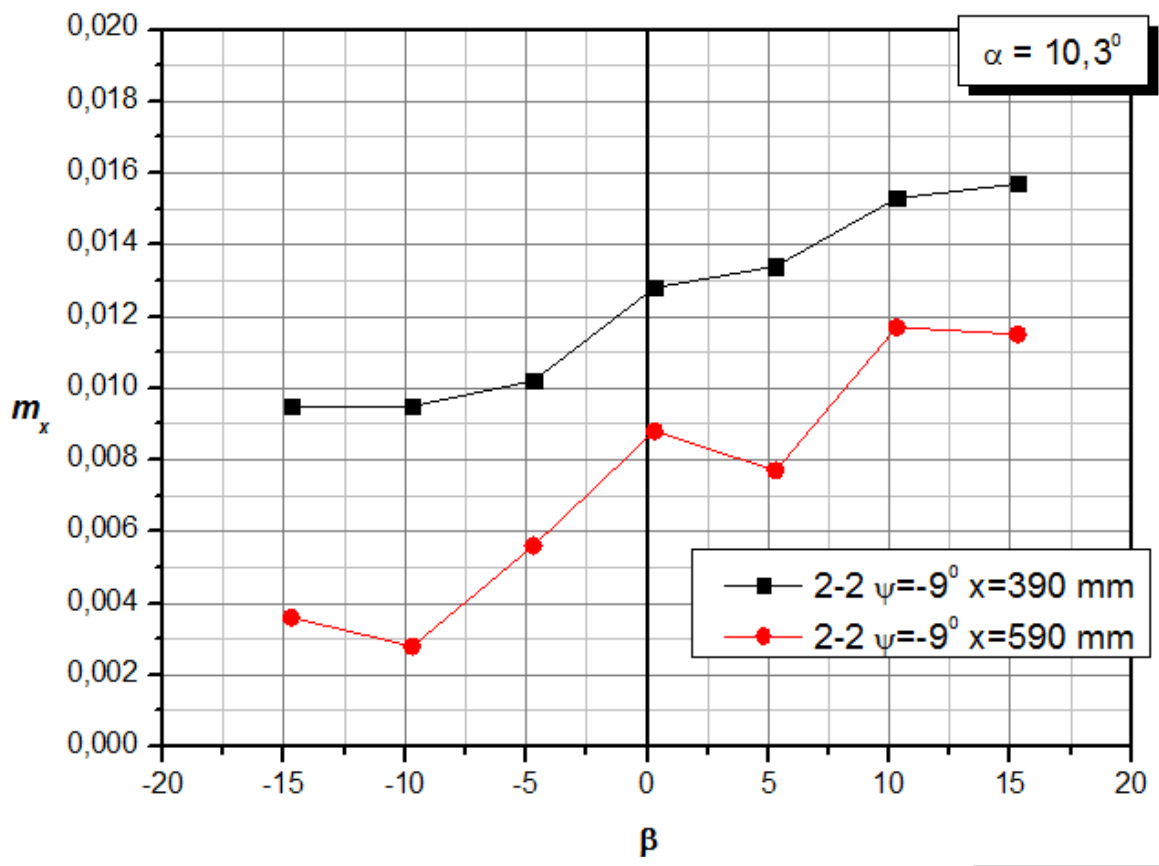


Рис. 3.4.31

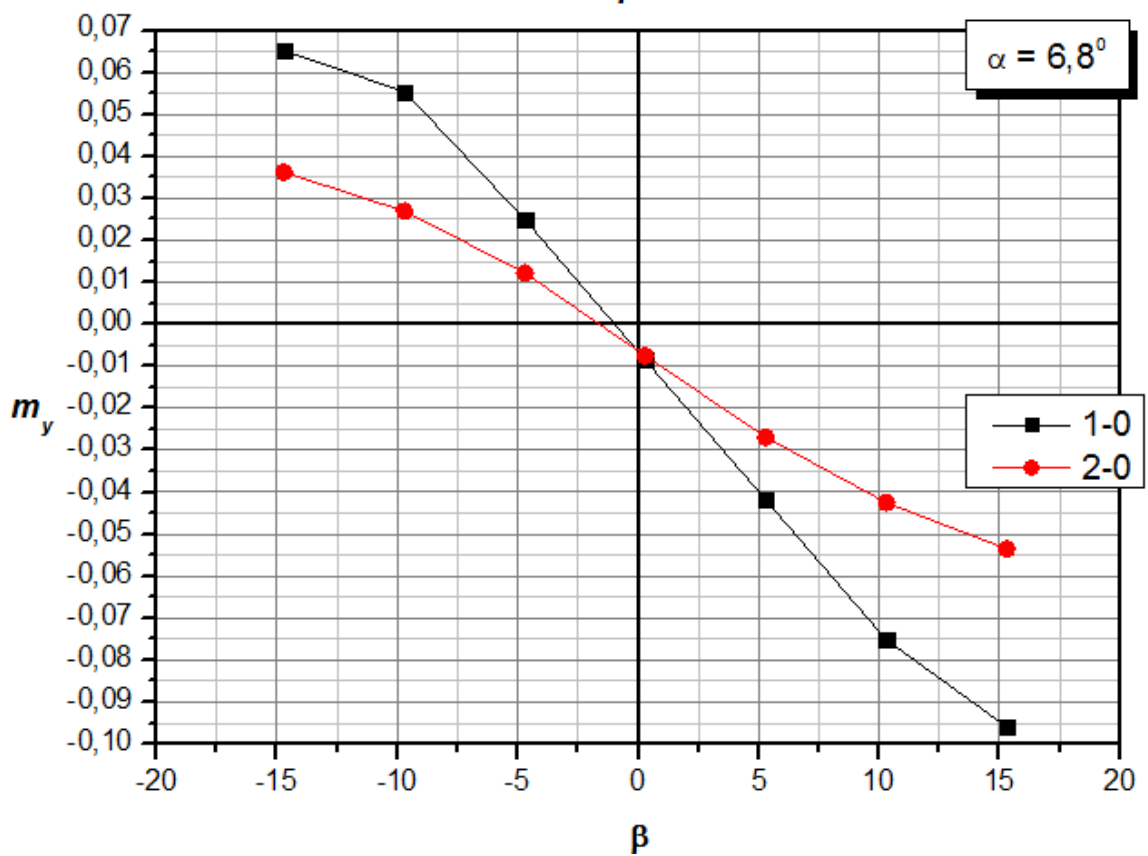
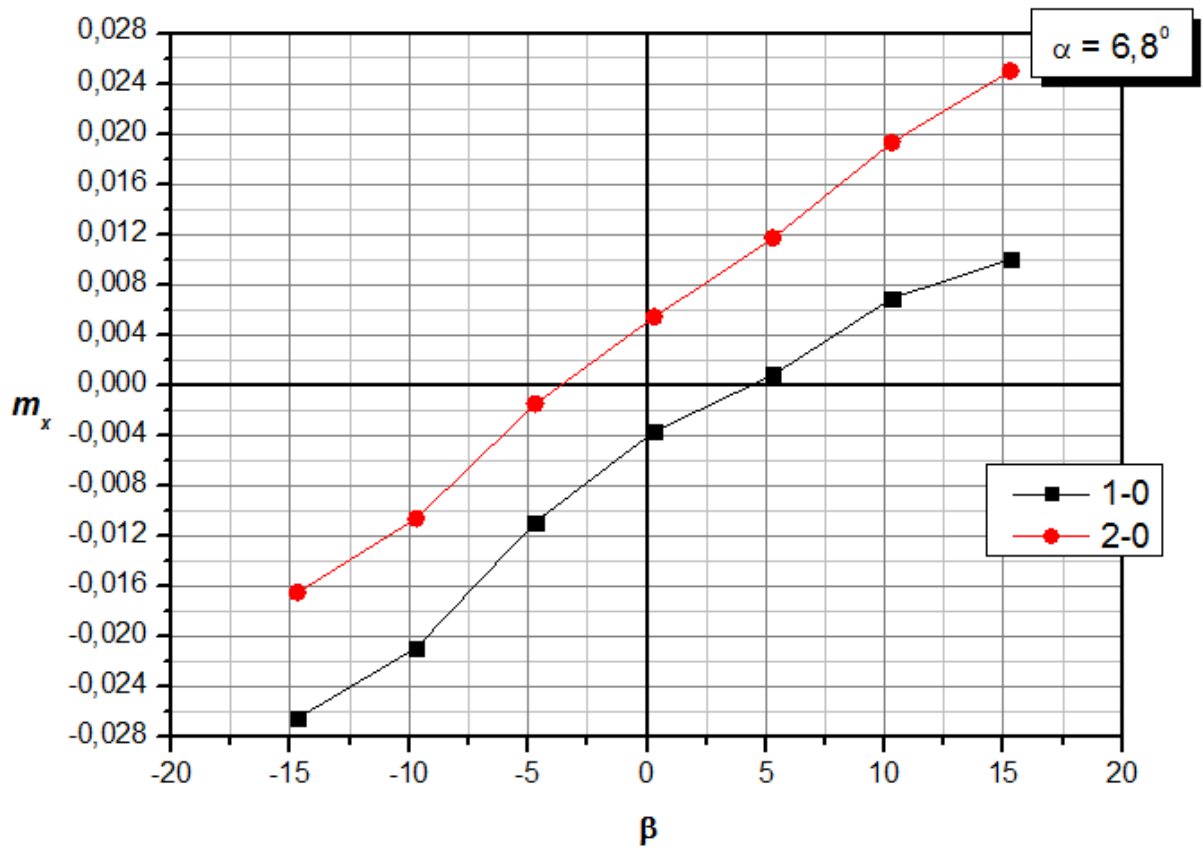


Рис. 3.4.32

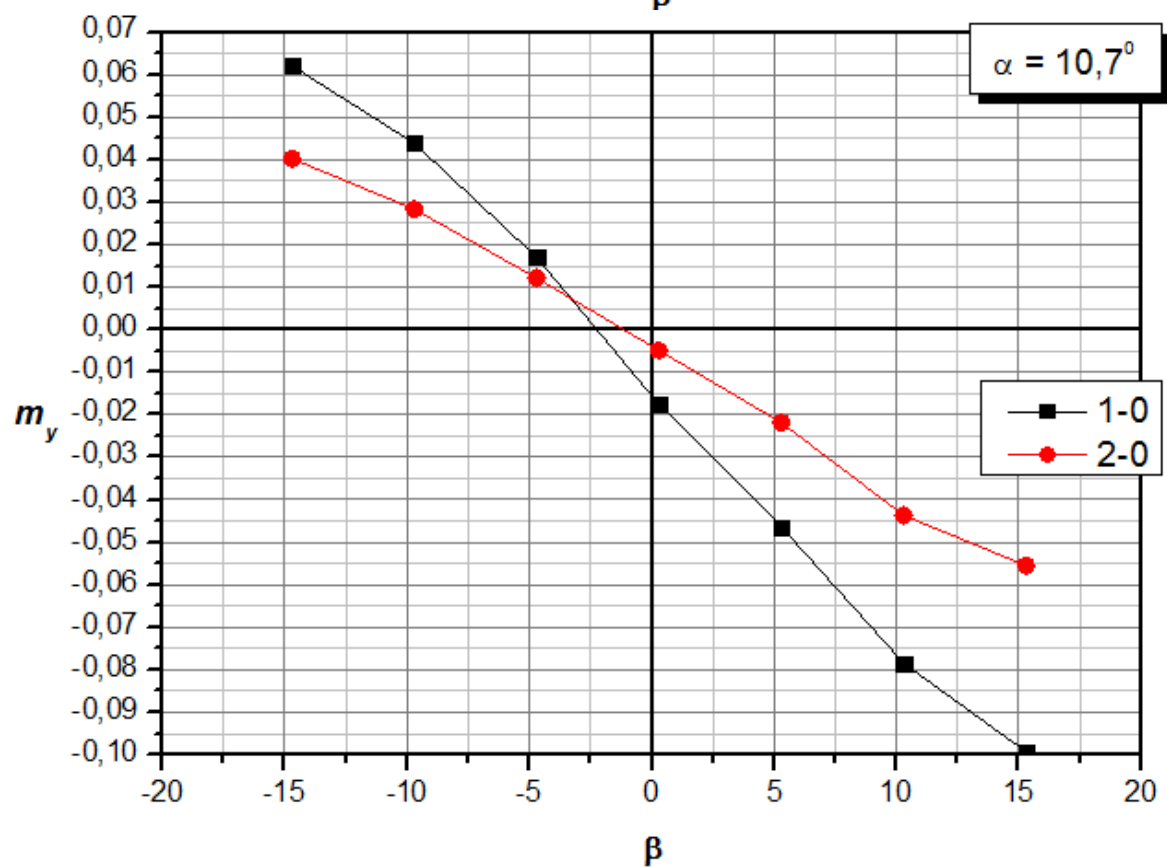
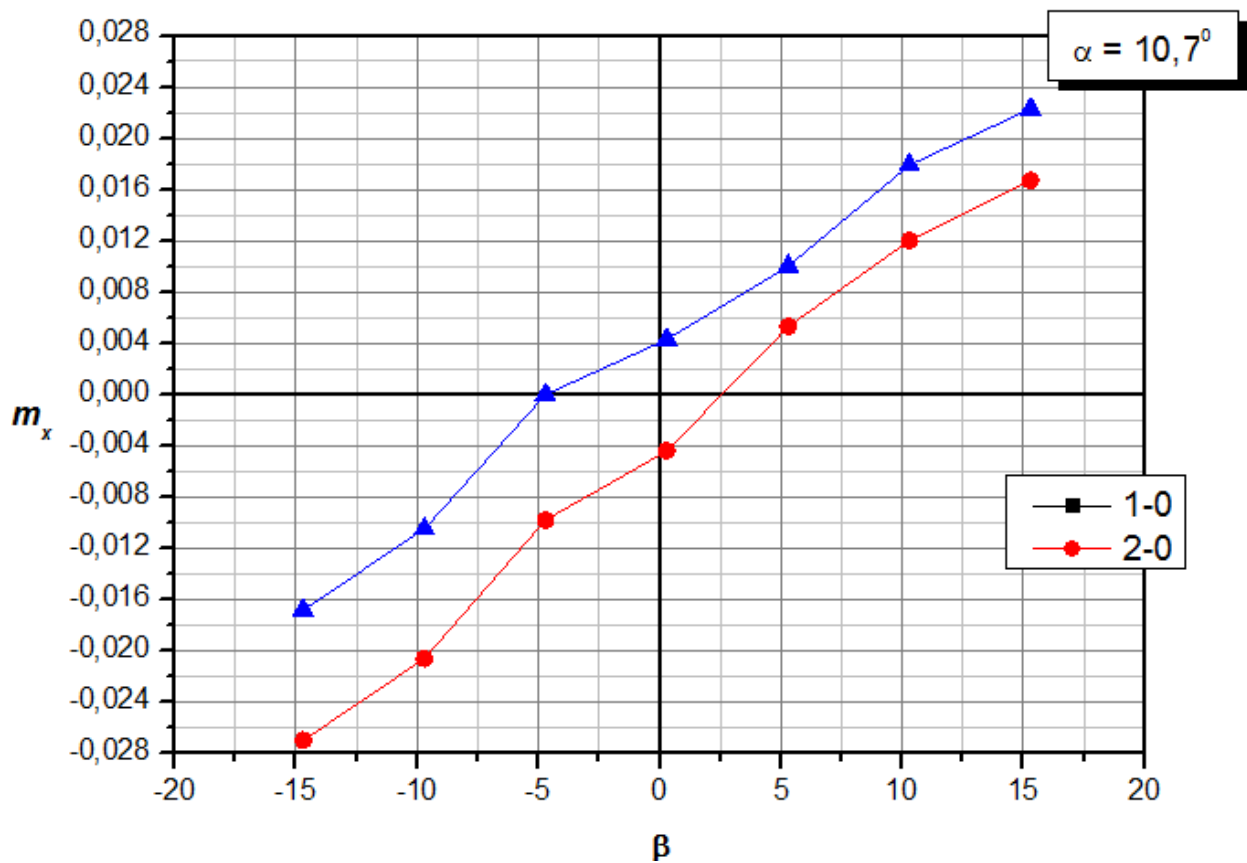


Рис. 3.4.33

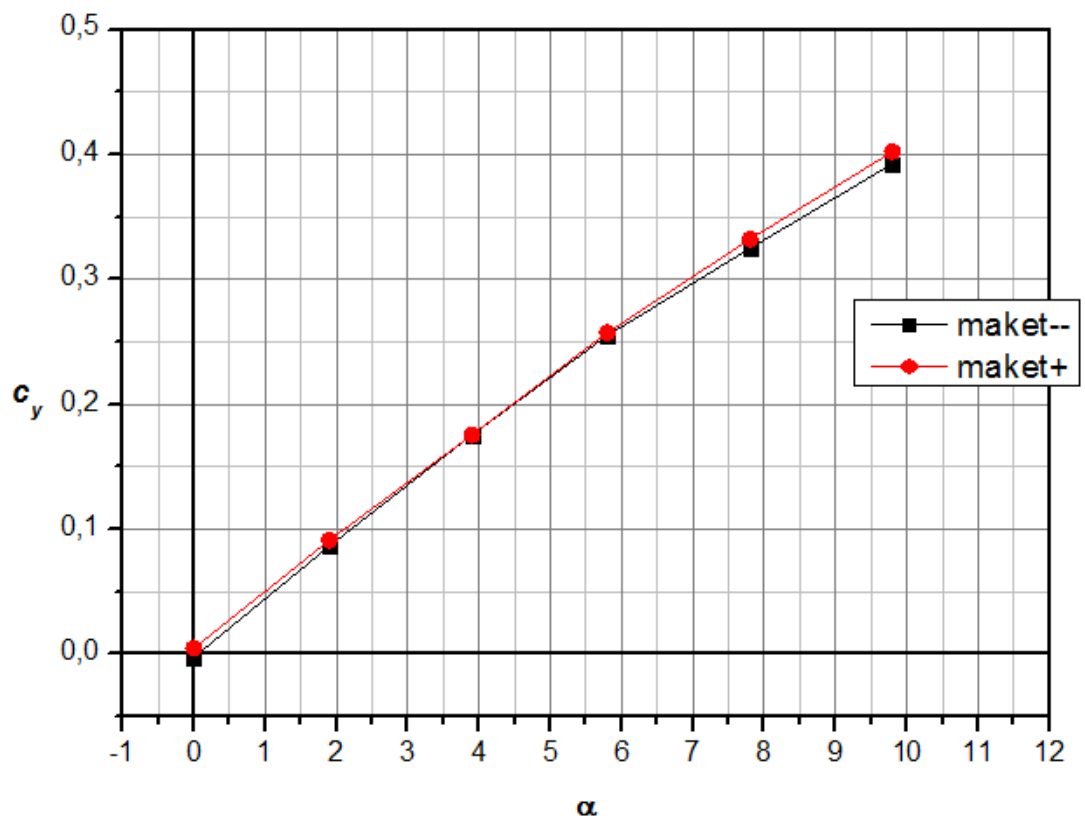


Рис. 3.5.1

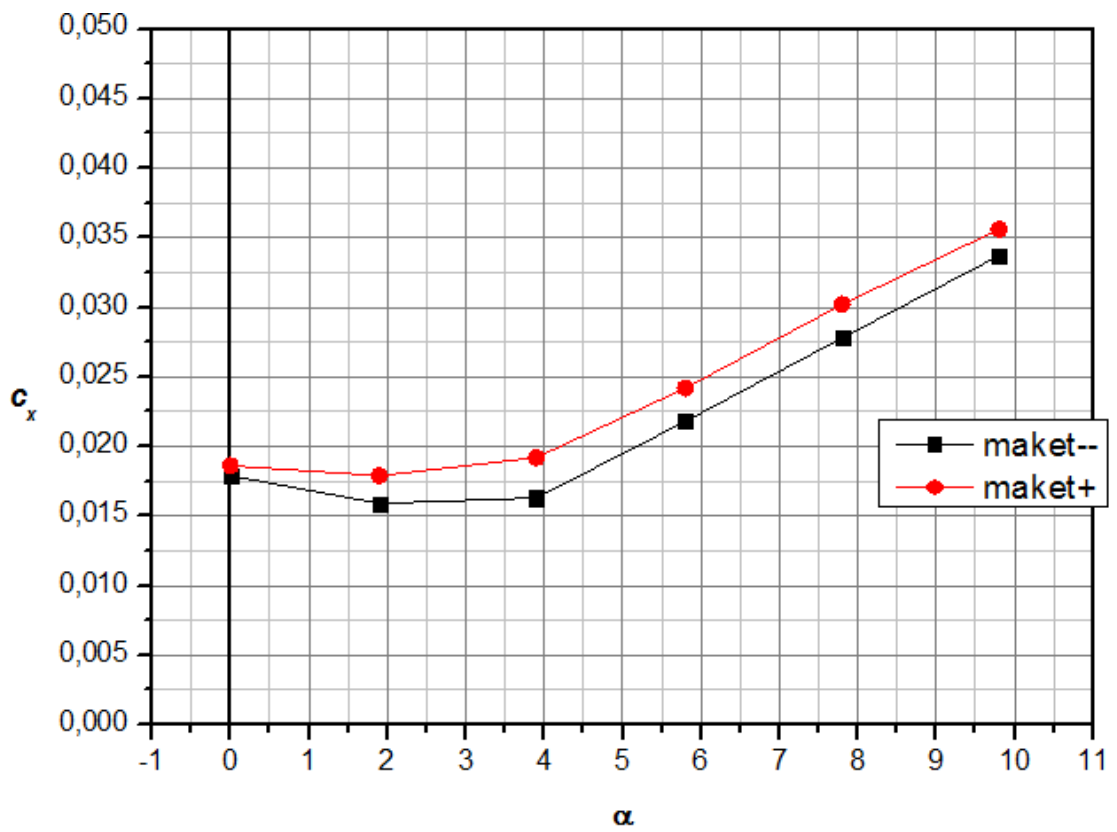


Рис. 3.5.2

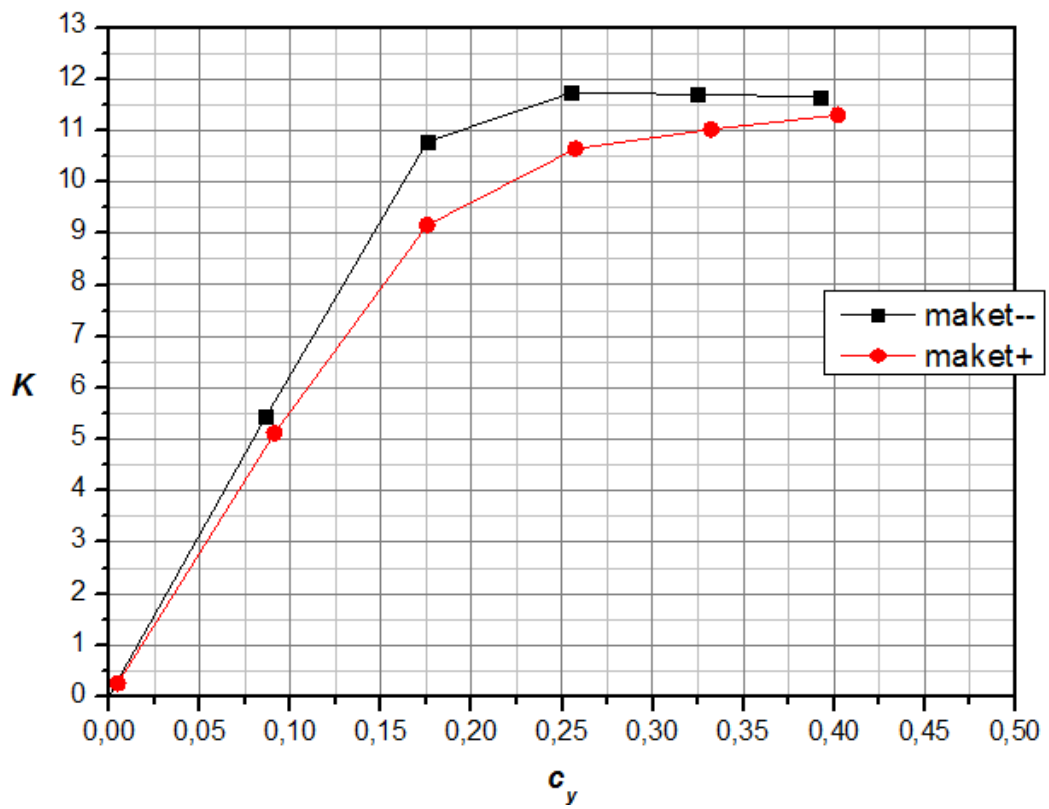


Рис. 3.5.3

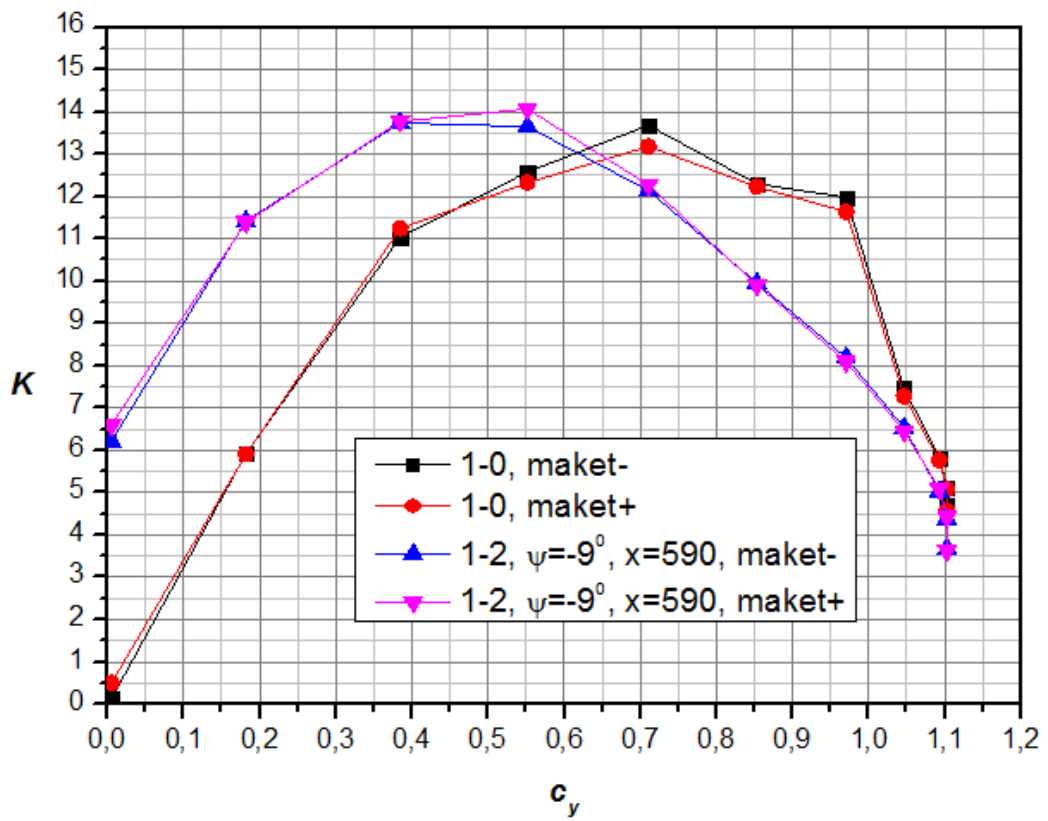


Рис. 3.6.1.

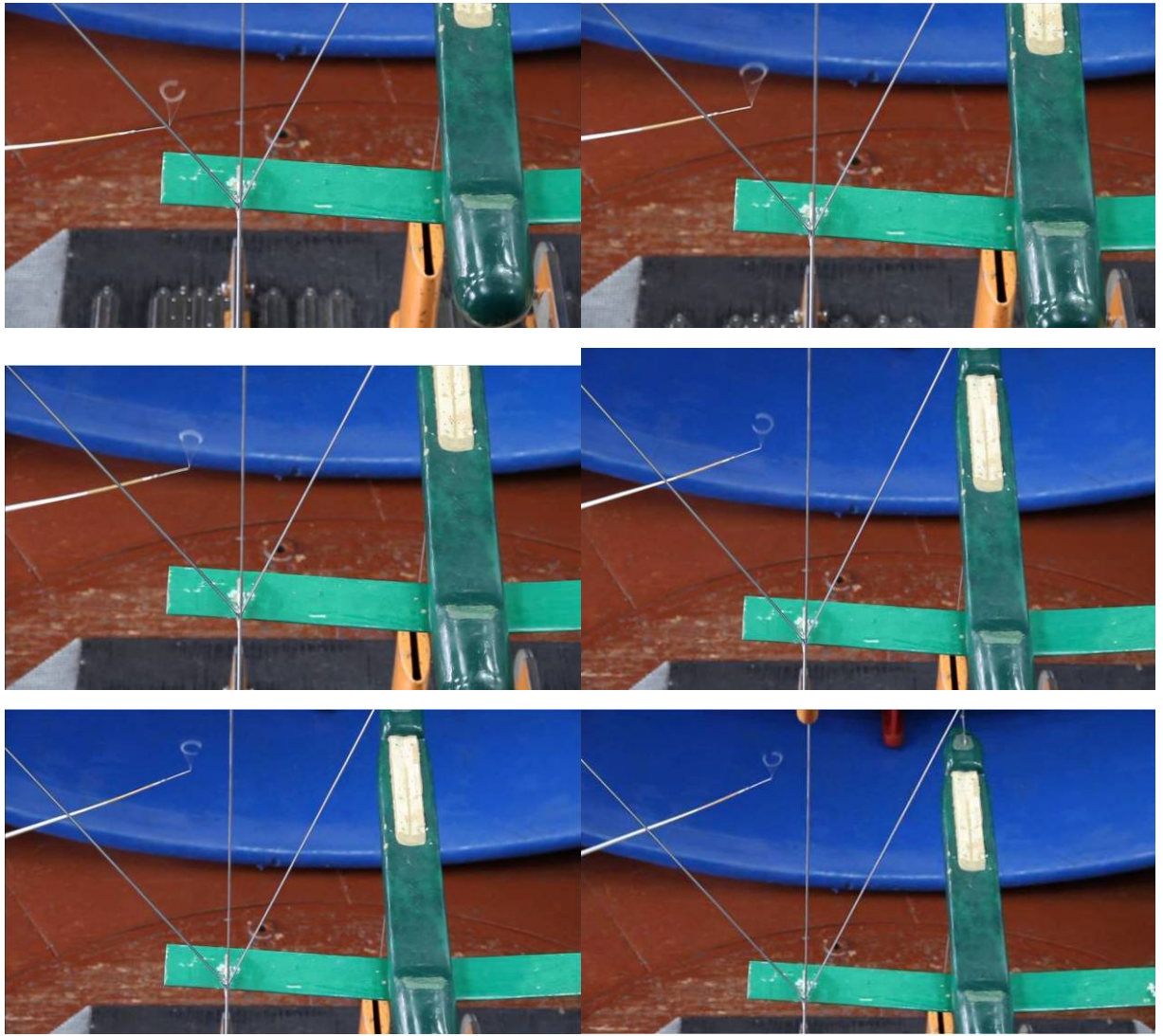


Рис. 3.7.1. Відеограма візуалізації вільного вихору
(компоновка 1–0)

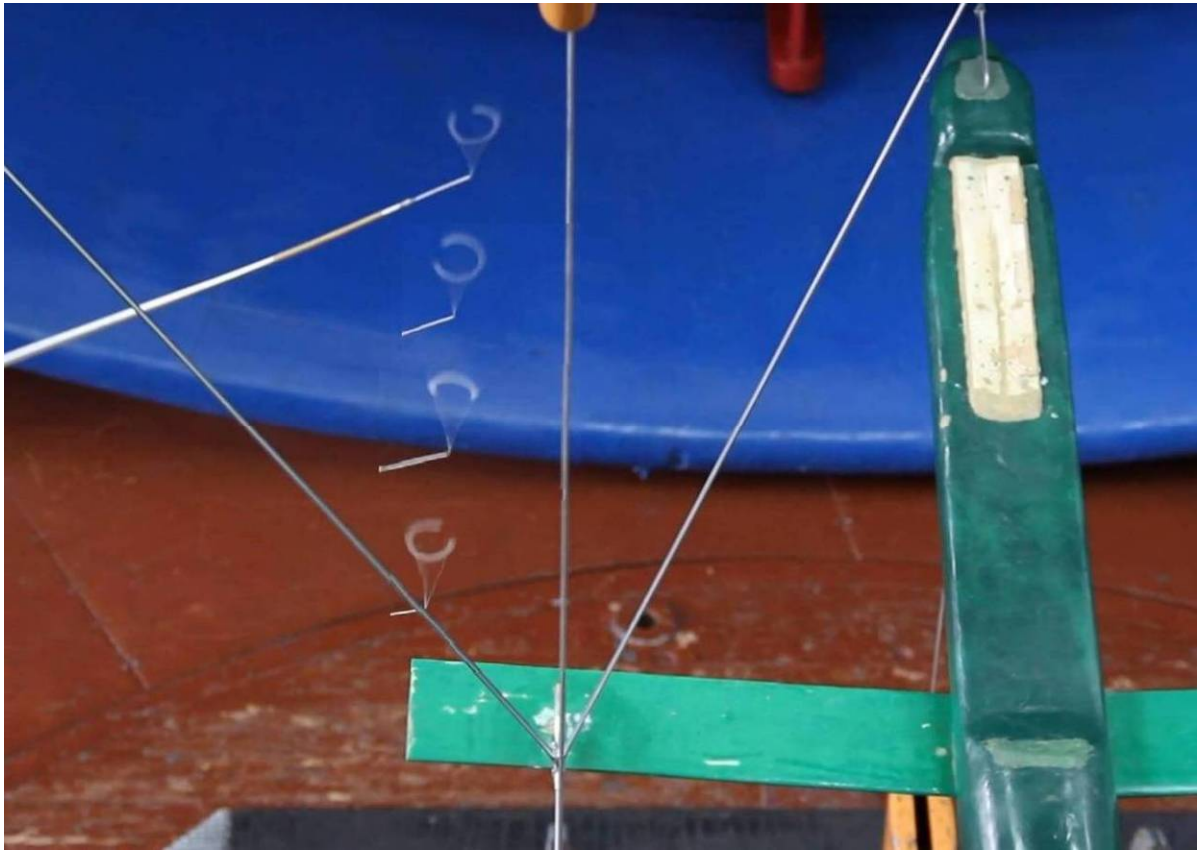


Рис. 3.7.2. Фотомонтаж візуалізації вільного вихору
(компоновка 1–0)

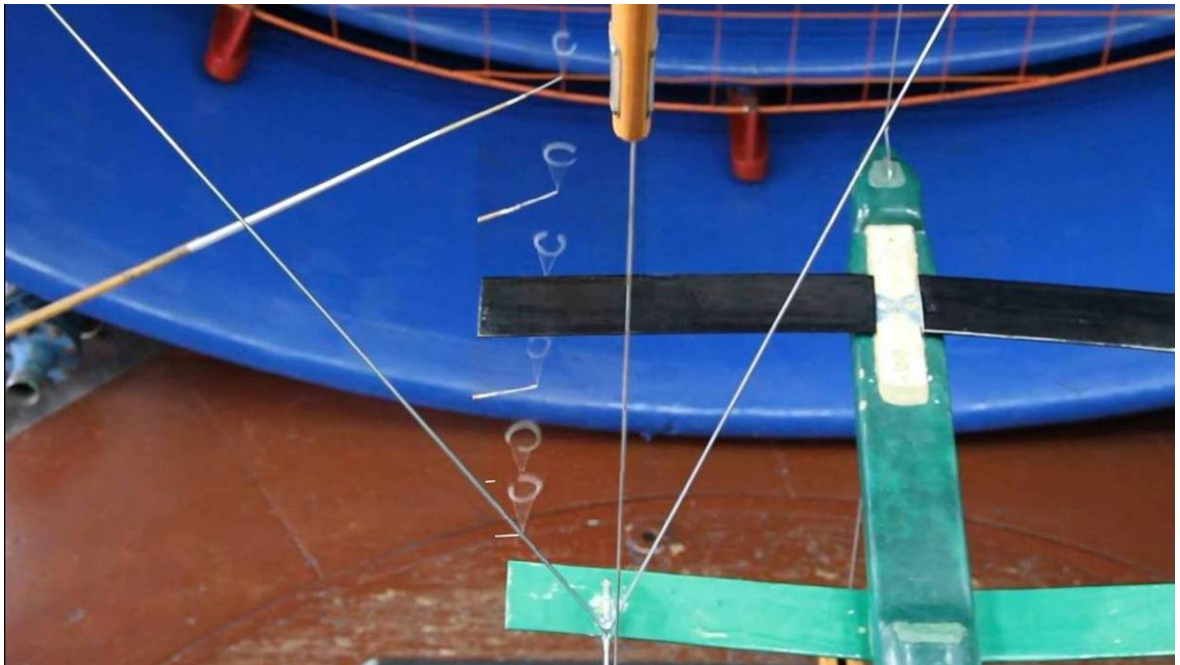


Рис. 3.7.3. Фотомонтаж візуалізації вільного вихору переднього крила
(компоновка 1–1, $\psi=0^0$, $l_{x0}=490$ мм)

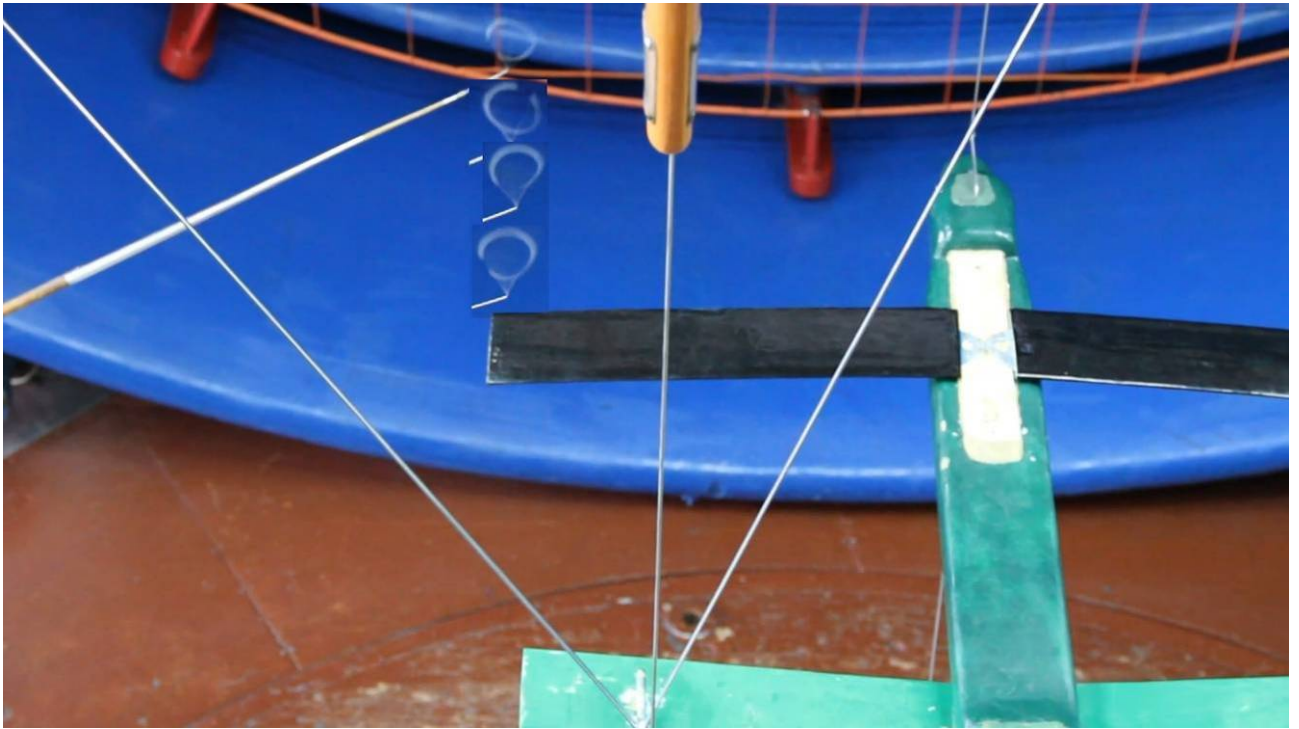


Рис. 3.7.4. Фотомонтаж візуалізації вільного вихору заднього крила
(компоновка 1-1, $\psi=0^0$, $l_{x0}=490$ мм)

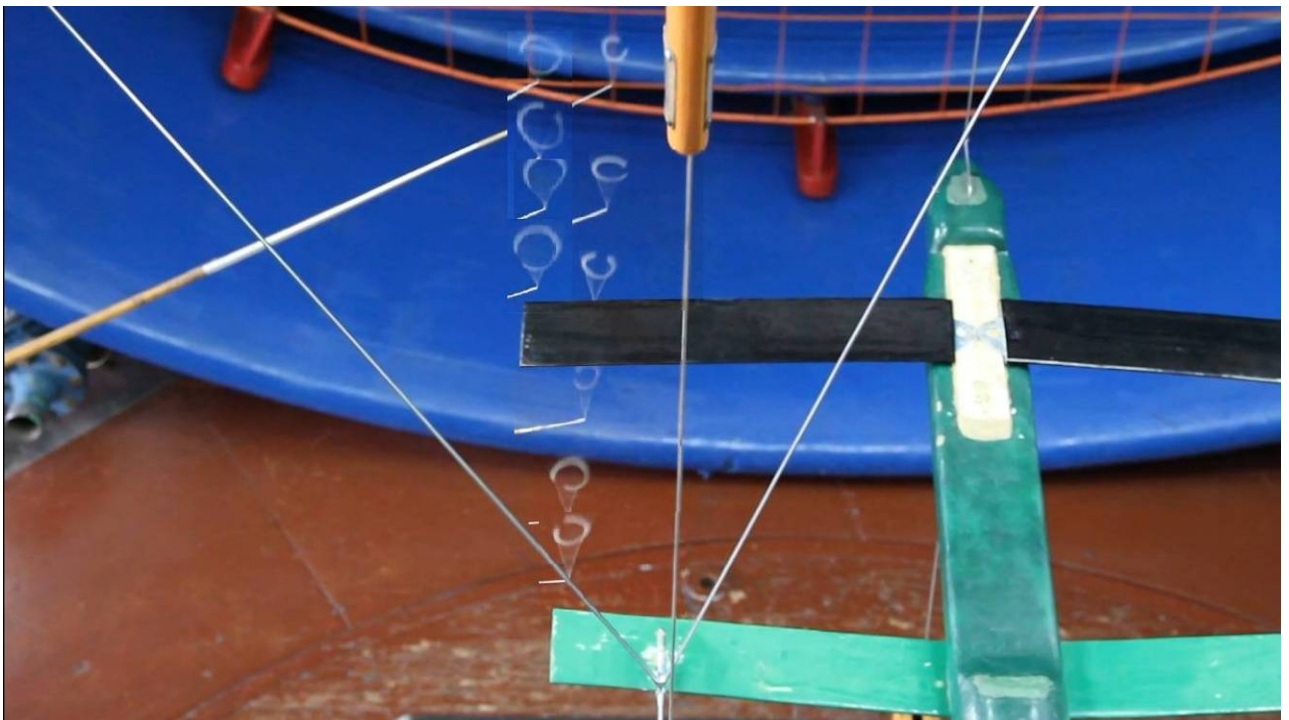


Рис. 3.7.5. Фотомонтаж візуалізації вільних вихорів обох крил
(компоновка 1-1, $\psi=0^0$, $l_{x0}=490$ мм)



Рис. 3.7.6. Фотомонтаж візуалізації вільних вихорів обох крил
(компоновка 1–2, $\psi = -5^{\circ}$, $l_{x0} = 590$ мм)

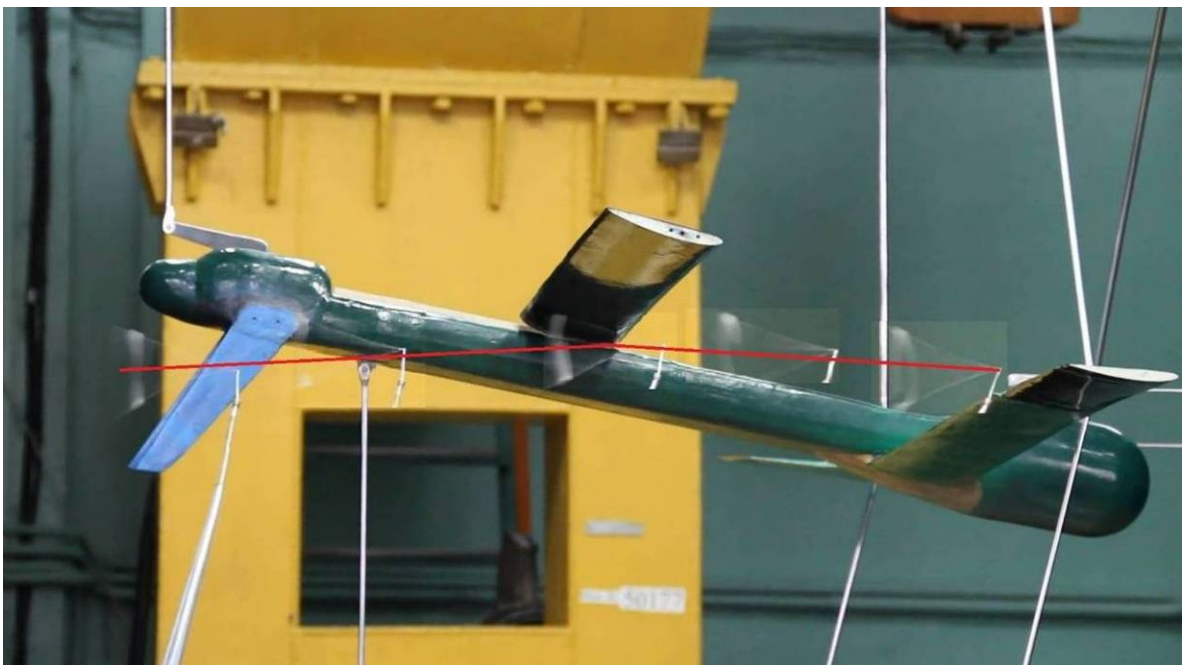


Рис. 3.7.7. Фотомонтаж візуалізації вільного вихору переднього крила
(компоновка 2–1, $\psi = 0^{\circ}$, $l_{x0} = 390$ мм)

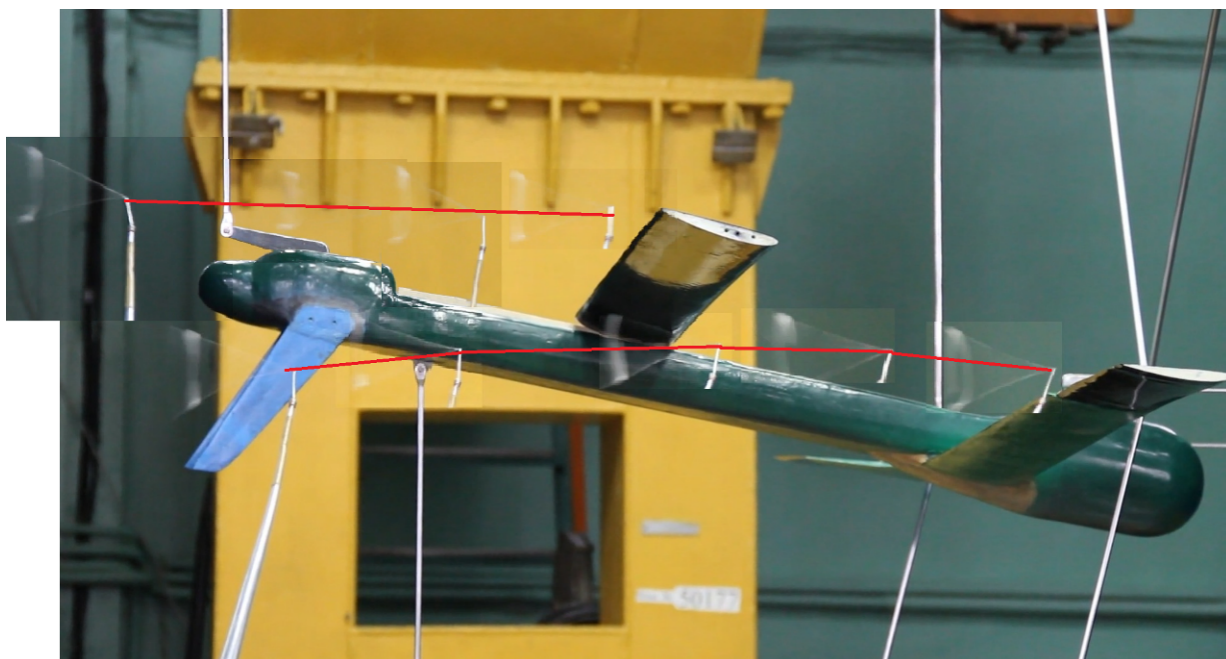


Рис. 3.7.8. Фотомонтаж візуалізації вільних вихорів обох крил – вигляд збоку
(компоновка 2-1, $\psi = 0^0$, $l_{x0} = 390$ мм)

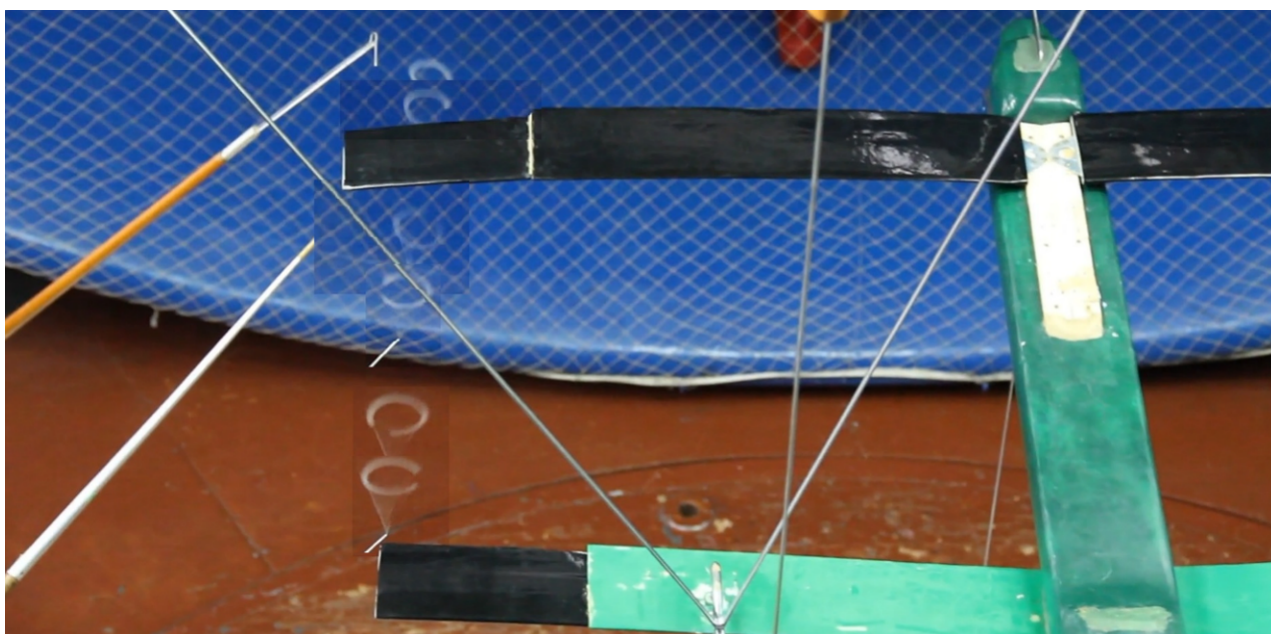


Рис. 3.7.9. Фотомонтаж візуалізації вільного вихору переднього крила
(компоновка 2-2, $\psi = -5^0$, $l_{x0} = 590$ мм)

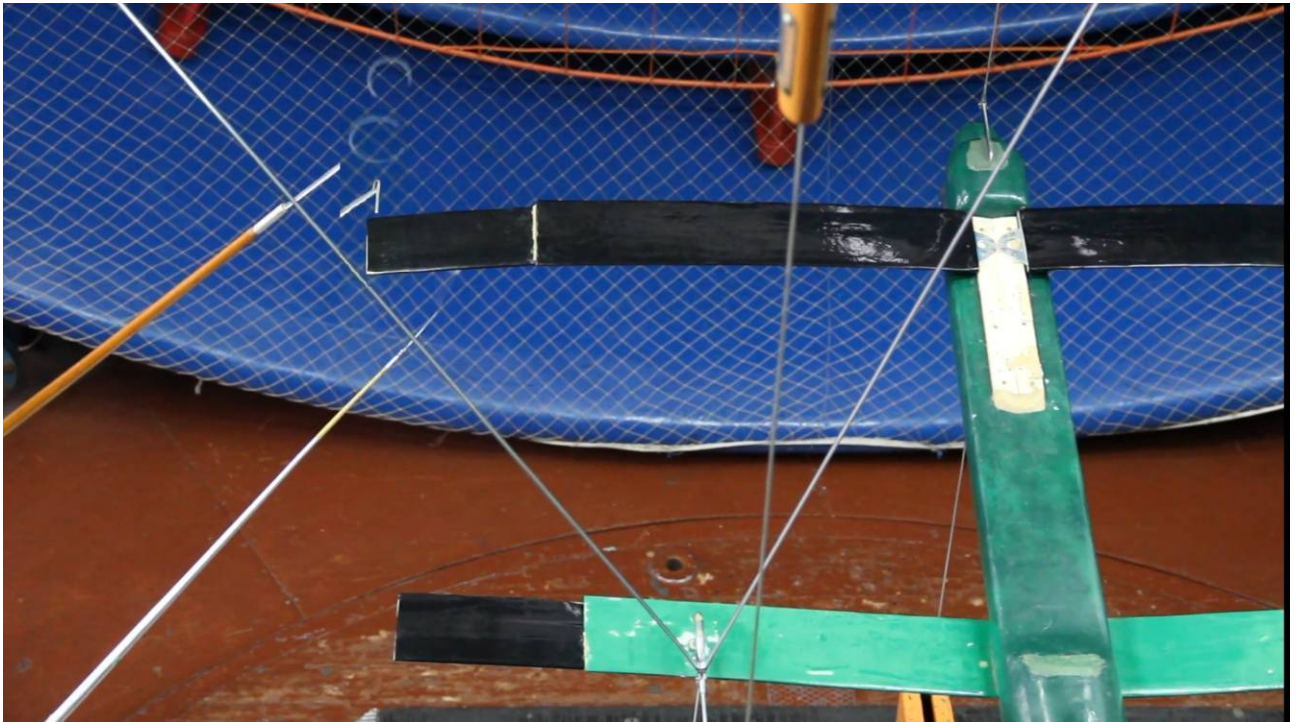


Рис. 3.7.10. Фотомонтаж візуалізації вільного вихору заднього крила
(компоновка 2-2, $\psi = -5^{\circ}$, $l_{x0} = 590$ мм)

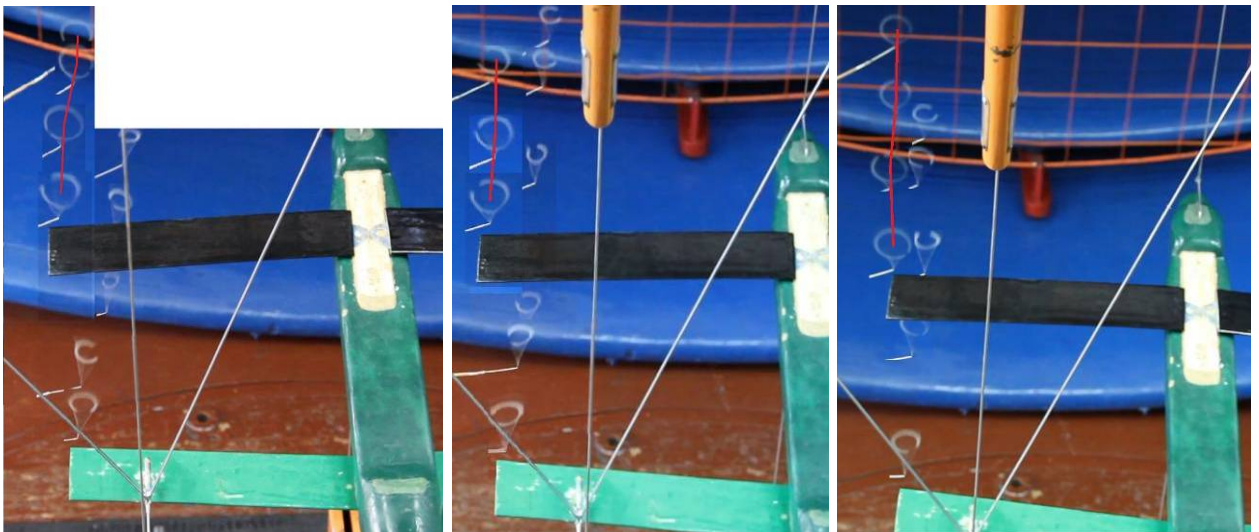


Рис. 3.7.11. Фотомонтаж візуалізації вільних вихорів при кутах ковзання
 $\beta = -5^{\circ}, 0^{\circ}, +5^{\circ}$ (компоновка 1-1, $\psi = 0^{\circ}$, $l_{x0} = 490$ мм)

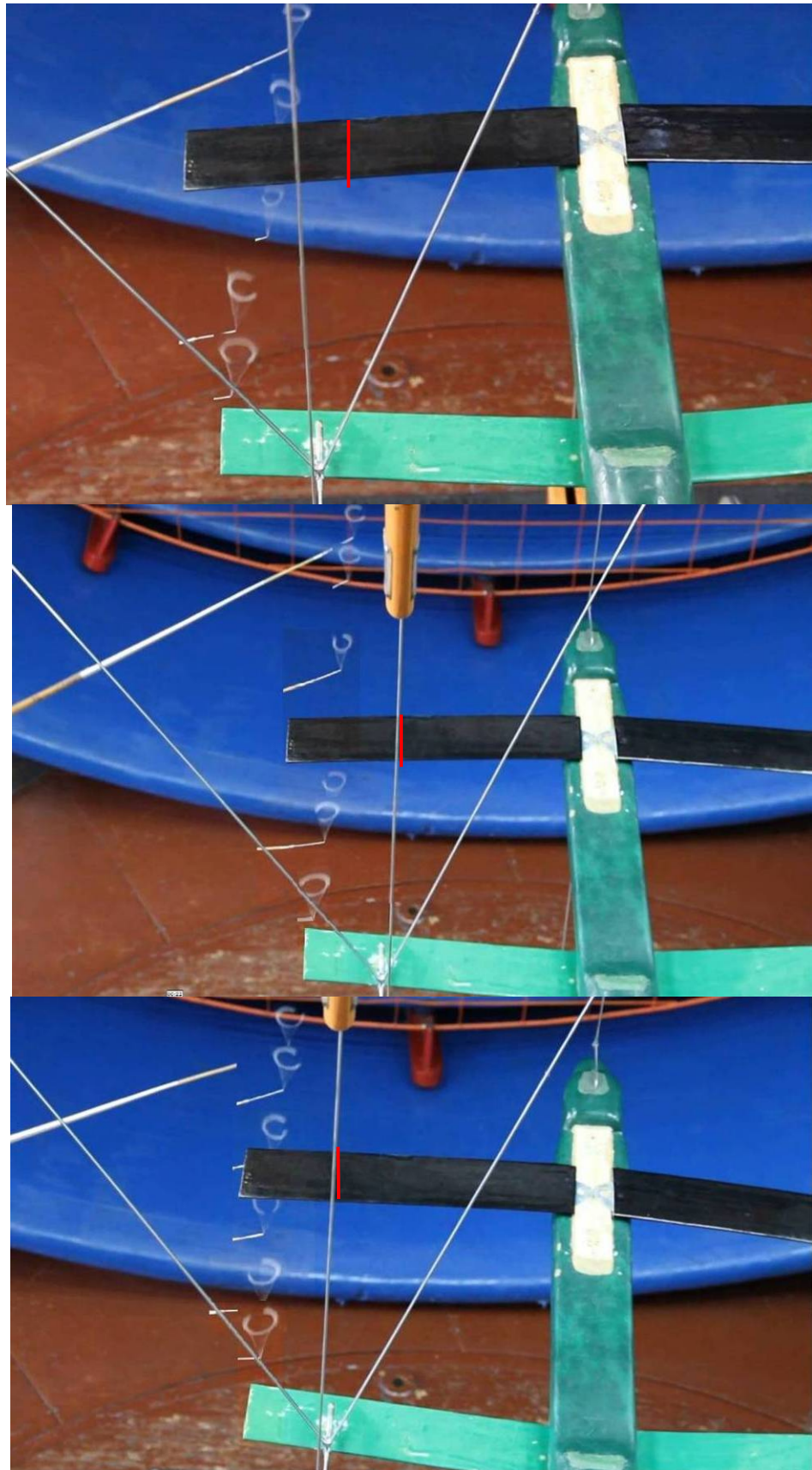


Рис. 3.7.12. Вільний вихор переднього крила при кутах ковзання $\beta = -5^\circ; 0^\circ;$

$+5^\circ$

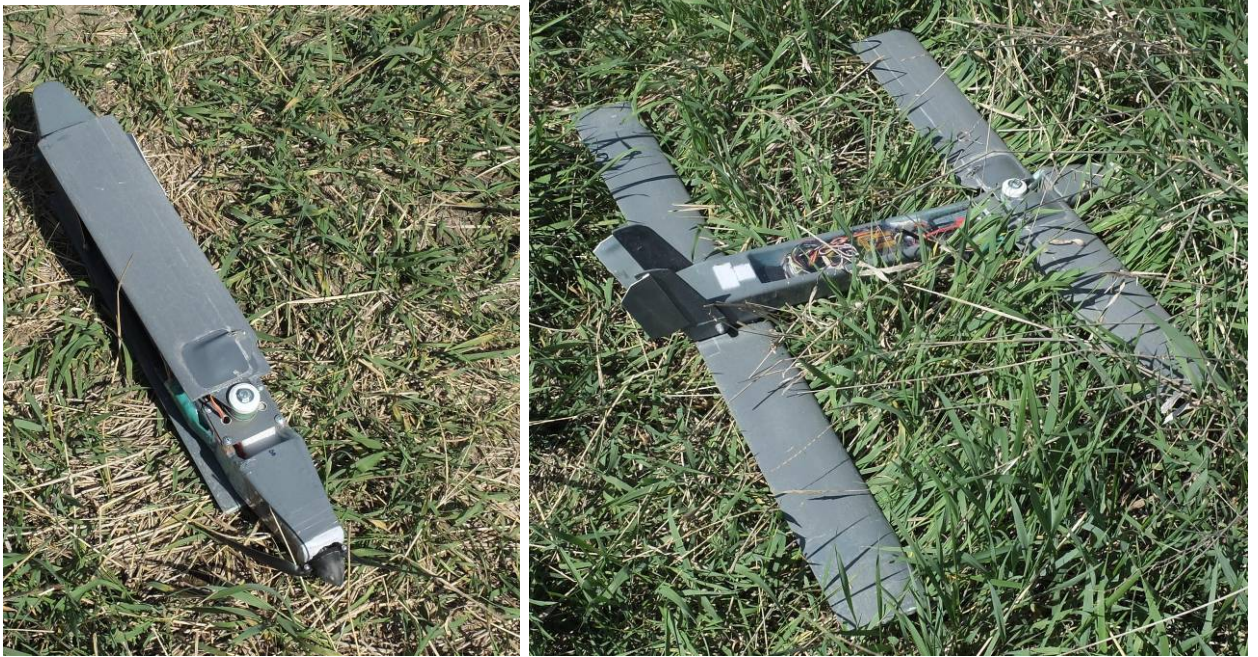


Рис. 3.8.1. БЛА з прямокутним крилом до старту (складена) та після приземлення



Рис. 3.8.2. Траєкторія та початок профілю польоту БЛА без вставок (прямокутні крила)



Рис. 3.8.3. БЛА з телескопічним крилом перед стартом (вертикальне оперення складене вздовж фюзеляжу)



Рис. 3.8.4. Траєкторія та профіль польоту БЛА з телескопічними крилами (на профілі показані ділянки усталеного зниження з вимкненим двигуном)



Рис. 3.8.5. БЛА з телескопічним крилом після приземлення

Додаток D

УТВЕРЖДАЮ

Директор - Главный конструктор
ГП «Опытно-конструкторское бюро
авиации общего назначения»

А.Н. ДАШИВЕЦ

06 2015 г.



АКТ

О ВНЕДРЕНИИ РЕЗУЛЬТАТОВ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ
КРИВОХАТЬКО ИЛЬИ СТАНИСЛАВОВИЧА НА ТЕМУ «МЕТОД
ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА СХЕМЫ «ТАНДЕМ»

Научно-техническая комиссия в составе заместителя главного конструктора В.В. Друкаря, заместителя директора В.А. Зиновьева составила настоящий Акт в том, что на ГП «Опытно-конструкторское бюро авиации общего назначения» внедрены следующие результаты диссертационной работы:

1. Метод определения коэффициентов подъемной силы, сопротивления и продольной статической устойчивости беспилотных летательных аппаратов схемы «тандем» класса «микро».
2. Прикладное программное обеспечение по расчету аэродинамических характеристик беспилотных летательных аппаратов схемы тандем.

Комиссия отмечает, что материалы расчетов и исследований, полученных с использованием указанного метода и программного обеспечения, были использованы на этапах проектирования и доводки БЛА «Рама».

Комиссия отмечает высокий научный уровень выполненных работ и считает, что реализованные математические модели и методы являются решением важной научно-технической задачи, имеющей практическое значение при создании перспективных образцов авиационной техники.

Заместитель главного конструктора

В.В. ДРУКАРЬ

Заместитель директора

Д.А. ЗИНОВЬЕВ

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный конструктор-
Генеральный директор
ГП «ГосККБ» Луч»



О.П. КОРОСТЕЛЕВ

06 2015 г

А К Т

о внедрении результатов диссертационной работы Кривохатько Ильи Станиславовича

Комиссия в составе:

председателя, ученого секретаря ГП «ГосККБ» Луч», д.т.н., проф. Доценко Бориса Ивановича; членов комиссии: Главного конструктора, начальника отдела Яковенко Петра Алексеевича; ведущего инженера-конструктора, к.т.н. Корбача Виктора Григорьевича составила настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы **Кривохатько Ильи Станиславовича** на тему: «Метод определения аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата схемы «тандем» класса «микро», выполненной в Национальном техническом университете Украины «КПИ», внедрены в разработках ГП «ГосККБ» Луч».

Результаты расчетов и исследований, полученные с использованием указанного метода и алгоритма выбора рациональных параметров аэродинамического профиля при полете БПЛА с низким числом Рейнольдса, были использованы при проектировании БПЛА «Сокол-2».

Результаты диссертационной работы имеют практическое значение при создании перспективных образцов беспилотной авиационной техники.

Председатель комиссии:

Ученый секретарь ГП «ГосККБ» Луч»,
д.т.н., профессор

Доценко Б.И.

Члены комиссии:

Главный конструктор-
Начальник отдела

Яковенко П.А.

Ведущий инженер-конструктор,
к.т.н.

Корбач В.Г.