

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**

**Національний авіаційний університет**



**БЕЗПІЛОТНІ АВІАЦІЙНІ  
СИСТЕМИ ТА КОМПЛЕКСИ  
НАЦІОНАЛЬНОГО  
АВІАЦІЙНОГО УНІВЕРСИТЕТУ**

*За загальною редакцією*

*доктора технічних наук, професора М. Г. Луцького*

**КИЇВ 2022**

УДК 623.746-519: 378.4 (477-25) НАУ (075.8)

Б402

*Автори:*

М. Г. Луцький (передмова, розд. 1, розд. 6); М. П. Матійчик (вступ, розд.1–6); І. А. Качало (розд. 1, розд. 5); І. М. Герасименко (розд. 1); О. Ю. Михацький (розд. 2); Н. О. Суворова (розд. 2); Д. І. Терещенко (розд. 2); К. В. Трачук (розд. 2, розд. 5); О. І. Жданов (розд. 2); С. І. Алексєєв (розд. 2); Є. П. Ударцев (розд. 2); О. С. Рибальченко (розд. 3, розд. 4); Д. М. Матійчик (розд. 3, розд. 4); М. І. Фузік (розд. 3, розд. 5); В. П. Харченко (розд. 4, розд. 6); за заг. ред. М. Г. Луцького

*Рецензенти:*

М.С. Кулик – доктор технічних наук, професор (НАУ);  
Ю.К. Зіатдінов – доктор технічних наук, професор (КФККТЕ);  
В.В. Кабанячий – доктор технічних наук, професор (НТУУ «КПІ»)

Рекомендовано Вченою радою Національного авіаційного університету  
(протокол № 8 від 22 вересня 2021 року)

**Б402 Безпілотні авіаційні системи та комплекси Національного авіаційного університету:** навч.-метод. посібник / М. Г. Луцький, М. П. Матійчик, О. Ю. Михацький, М. І. Фузік [та ін.]; за заг. ред. д-ра техн. наук, проф. М. Г. Луцького. – К.: НАУ, 2022 – 252 с.

ISBN

Подано навчальні та методичні матеріали щодо обґрунтування, розроблення та використання безпілотних повітряних суден у цивільній авіації України. Надані матеріали – результат багаторічних досліджень у галузі створення та експлуатації безпілотних комплексів.

Для здобувачів вищої освіти, які навчаються за спеціальністю 272 «Авіаційний транспорт» відповідно до освітніх програм, а також для викладачів закладів вищої освіти, фахівців у галузі механіки, автоматизації, систем зв'язку, аеронавігації, організації авіаційних робіт та інших напрямів технічного та технологічного забезпечення безпілотної авіації.

УДК 623.746-519: 378.4 (477-25) НАУ (075.8)

© Луцький М. Г., Матійчик М. П., Михацький О. Ю.,  
Фузік М. І. [та ін.], 2021

© НАУ, 2021

ISBN

## ЗМІСТ

	Стор.
<b>ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ</b> .....	5
<b>ПЕРЕДМОВА</b> .....	9
<b>ВСТУП</b> .....	10
<b>РОЗДІЛ 1. БЕЗПЛОТНА АВІАЦІЙНА СИСТЕМА ЯК ЧАСТИНА АВІАТРАНСПОРТНОЇ ГАЛУЗІ</b> .....	11
1.1. Розвиток безпілотної авіації як складової авіатранспортної галузі .....	11
1.2. Формування концепції безпілотної авіаційної системи як складової системи цивільної авіації .....	14
1.3. Типові види авіаційних робіт та вимоги до їх виконання .....	21
1.4. Світовий досвід та тенденції застосування безпілотних повітряних суден у цивільній авіації .....	27
1.5. Сучасний стан та забезпечення функціонування безпілотних повітряних суден в Україні .....	34
<b>РОЗДІЛ 2. ДОСЛІДЖЕННЯ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ТА ІНШИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН</b> .....	43
2.1. Оцінювання основних льотно-технічних характеристик безпілотного літака М6-3Т для перевезення малих цінних вантажів .....	43
2.2. Вплив зледеніння на льотно-технічні характеристики безпілотного повітряного судна М-10-2 «Око» .....	58
2.3. Аеродинамічний розрахунок прийнятого компонування безпілотного повітряного судна М-56 «Модуль» .....	67
2.4. Кінематична та динамічна моделі руху безпілотного повітряного судна (на прикладі М-7-В5) .....	80
2.5. Результати продування аеродинамічної моделі безпілотного повітряного судна М-7-В5 «Небесний патруль» .....	87
<b>РОЗДІЛ 3. БЕЗПЛОТНІ ПОВІТРЯНІ СУДНА НАЦІОНАЛЬНОГО АВІАЦІЙНОГО УНІВЕРСИТЕТУ ДЛЯ ПЕРЕВЕЗЕННЯ НЕВЕЛИКИХ ВАНТАЖІВ</b> .....	116
3.1. Безпілотний чотиримоторний вертоліт ПКМ-14 «Сатурнія» .....	116
3.2. Безпілотне повітряне судно М-6-3Т «Жайвір» .....	124
<b>РОЗДІЛ 4. БЕЗПЛОТНІ ПОВІТРЯНІ СУДНА НАЦІОНАЛЬНОГО АВІАЦІЙНОГО УНІВЕРСИТЕТУ ТА ЇХ КОМПЛЕКСИ ДЛЯ РОЗВІДКИ, МОНІТОРИНГУ ТА ІНШИХ ПРИЗНАЧЕНЬ</b> .....	135
4.1. Безпілотний авіаційний комплекс «ОВОД» М106 .....	135
4.2. Комплекс безпілотного повітряного судна М-7-В5 «Небесний патруль» .....	150
4.3. Безпілотне повітряне судно М-6 «Жайвір» для технологій біологічного захисту сільськогосподарських культур .....	164
4.4. Безпілотний авіаційний комплекс М-56 «Модуль» .....	169
4.5. Плануючий самокерований міні-боєприпас ПМБ-03 .....	179
<b>РОЗДІЛ 5. ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ ПОКАЗНИКІВ БЕЗПЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ТА ЇХ КОМПЛЕКСІВ</b> .....	184
5.1. Аналіз складових ефективності безпілотної авіаційної системи .....	184

5.2.	Розрахунок продуктивності та порівняння витрати палива на виконання маршрутних польотів за допомогою безпілотної повітряної судна М-7-В5 та літака НАРП-1 .....	189
5.3.	Методика розрахунку собівартості льотної години під час виконання авіаційних робіт за допомогою БПС М-7-В5 .....	193
5.4.	Методика розрахунку собівартості льотної години безпілотної повітряних суден різних класів у Національному авіаційному університеті .....	200
	<b>РОЗДІЛ 6. ПЕРСПЕКТИВНІ ПРОЄКТИ БЕЗПІЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН НАЦІОНАЛЬНОГО АВІАЦІЙНОГО УНІВЕРСИТЕТУ .....</b>	<b>208</b>
6.1.	Обґрунтування та проектні параметри опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака (проект) .....	208
6.2.	Двомоторний багатоцільовий конвертоплан КМ-3 «Кубок» (проект) .....	219
6.3.	Стратосферний псевдосупутник ПС-11 «Крокус» .....	226
	<b>Додаток. Розробки безпілотної повітряних суден науково-виробничого центру безпілотної авіації «Віраж» Національного авіаційного університету в хронологічному порядку .....</b>	<b>242</b>

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

Alt – висота польотного завдання (висота поворотного пункту маршруту)

AZ – азимут на поворотний пункт маршруту

AS – повітряна швидкість безпілотного повітряного судна

AЗР – аерознімальні роботи

АКБ – акумуляторна батарея

АНВ – аеронавігаційні вогні

АНЗ – аеронавігаційний запас палива

АР – авіаційні роботи

АСС – авіаційна спеціалізована система

АТ – авіаційна техніка

АФЗ – аерофотознімання

$\alpha$ , град. – кут атаки крила безпілотного повітряного судна

БАС – безпілотна авіаційна система

БНС – бортова навігаційна система

БПС – безпілотне повітряне судно

БпЛА – безпілотний літальний апарат

БпАК – безпілотний авіаційний комплекс

БСК – бортова система керування

БСРП – бортовий самописець режимів польоту

ВО – вертикальне оперення

WAYPOINT – поворотний пункт маршруту

$V_1$  – швидкість прийняття рішення

$V_s$  – швидкість звалювання

$V_{no}$  – максимально допустима швидкість горизонтального польоту

$V_{ne}$  – максимальна швидкість при екстремому зниженні

$V_{REF}$  – швидкість заходу на посадку з усіма працюючими двигунами

ГІС – геоінформаційна система

ДП – дистанційний пілот

Dist – відстань між поворотним пунктом маршруту

3D Fix – стан GPS-приймача

$H$  – висота

$G$  – вага

GS – земна швидкість за маршрутом БПС

ЗІП – запасні частини, інструменти та приладдя  
ЗПС – злітно-посадкова смуга  
ЗР – злітний режим  
ЗШК – заданий шляховий кут  
ІАС – інженерно-авіаційна служба  
ІСАО – міжнародна організація цивільної авіації  
КБПС – комплекс безпілотного повітряного судна  
КВ – кермо висоти  
К<sub>зн</sub> – кут знесення  
КЛЕ – керівництво з льотної експлуатації  
КН – кермо напрямку  
КПП – комбінований пілотажний прилад  
КПС – командир повітряного судна (дистанційний пілот)  
КР – крейсерський режим  
ЛА – літальний апарат  
Л.год – льотна година  
ЛЕП – лінії електропередач  
ЛК – льотне керівництво  
ЛТХ – льотно-технічні характеристики  
ЛЗШ – лінія заданого шляху  
*L* – довжина  
Lat, Lon – широта і довгота поворотного пункту маршруту  
Loiter – режим обертання навколо визначеної точки  
МЗМ – максимальна злітна маса  
Мітка (НОМЕ) – база БПС  
МК – магнітний курс  
МПЛ – місцеві повітряні лінії  
МСА – міжнародна стандартна атмосфера  
МТОВ – максимальна стартова вага  
МУ – метеорологічні умови  
НСК – наземна станція керування  
*n* – число обертів  
ОПР – обслуговування повітряного руху  
ОрПР – організація повітряного руху  
ОУПР – орган управління повітряним рухом

ОЦВС – об'єднана цивільно-військова система  
ОЦН – оператор цільового навантаження  
ПВП – правила проведення візуальних польотів  
ПГ – повітряний гвинт  
ПКУ – Повітряний кодекс України  
ПК – персональний комп'ютер  
ПММ – паливно-мастильні матеріали  
ППМ – поворотний пункт маршруту  
ППТ – приймач повітряного тиску  
ППП – правила польотів за приладами  
ПС – повітряне судно  
Pitch – кут тангажа  
РД – рульова доріжка  
РКД – ручка керування двигуном  
PM1 – робоче місце дистанційного пілота (командира КБПС)  
PM2 – робоче місце оператора (другого дистанційного пілота)  
RS-передавач – передавач радіокерування  
RTL – спеціальний режим повернення БПС у точку «дім»  
Roll – кут крену  
САХ – середня аеродинамічна хорда  
СВК – спеціальний вантажний контейнер  
СДК - система дистанційного керування  
СК – система керування  
СПС – система повітряних сигналів  
СУ – силова установка  
S – площа крила  
Satcount – кількість видимих GPS-приймачем супутників  
ТО – технічне обслуговування  
ТСАС – транспортна система авіації спецпризначення  
ТТХ – тактико-технічні характеристики  
ТХ – технічні характеристики  
t – температура повітря  
TAKEOFF – команда автоматичного зльоту БПС  
Turn – кількість повних обертів навколо заданого ППМ  
УПР – управління повітряним рухом

Y – аеродинамічна піднімальна сила

FBWA – режим стабілізації польоту

FPV (First Person View) – режим пілотування БПС через відеокамеру

X – сила аеродинамічного опору

ЦА – цивільна авіація

ЦВ – центр ваги

ШІМ – широтно-імпульсна модуляція

ШІС – широтно-імпульсний сигнал

## ПЕРЕДМОВА

Сучасна авіація переживає сьогодні чи не найбільші революційні перетворення за понад 100 років свого розвитку. Вже очевидний той факт, що йдеться про глибоке проникнення безлюдних систем в усі сфери життя і в авіаційний транспорт зокрема. Відомо, що деякі літаки цивільної авіації можуть перебувати в повітрі, здійснювати злети та посадки в автоматичному режимі завдяки оснащенню їх надсучасними системами авіоніки, здатними повністю керувати повітряними суднами, надшвидко обробляти інформацію практично від усіх джерел досліджених сигналів і на цій основі безпечно реалізовувати політ на всіх його етапах.

Ще одним підтвердженням реальності зазначених перетворень у авіації є успішне виконання без участі людини у 2021 році повністю автономного польоту безпілотним повітряним судном *Skyborg*, де рішення на борту ухвалював лише штучний інтелект.

По суті людство наближається до етапу, коли транспортні операції, особливо щодо перевезення вантажів, будуть відбуватись автономно, що дасть змогу підняти авіацію на новий технічний і технологічний рівень та значно підвищити її ефективність і конкурентоспроможність.

На етапі формування перебуває перехідна авіація, так звані опціональнопілотовані літаки та вертольоти. Оснащені відповідною автоматикою, вони можуть керуватися як людиною, так і у разі її відсутності на борту, автоматично виконувати схвалений флайт-план.

Національний авіаційний університет упродовж останніх десятиліть також зробив свій гідний внесок у справу розвитку безпілотної авіації. Наші науковці та здобувачі вищої освіти розробили та втілили в життя понад 30 найрізноманітніших конструкцій безпілотних повітряних суден із двигунами внутрішнього згорання та електричними двигунами аж до безпілотних літаків на сонячних батареях. Габаритні розміри конструкцій коливались від 1,1 до 14 м, а стартова маса – від 1,5 до 300 кг.

Цією навчально-методичною працею ми підбиваємо певні підсумки роботи науково-педагогічного колективу Національного авіаційного університету та з надією дивимось у майбутнє авіації України, де роль наших фахівців та їхніх розробок буде тільки зростати і підвищуватиме авторитет нашої альма-матер.

*Максим ЛУЦЬКИЙ, ректор Національного авіаційного університету*

## ВСТУП

Із моменту свого виникнення світова цивільна авіація завжди перебувала на вістрі науково-технічного прогресу. Утворення перших авіакомпаній-перевізників, що продемонстрували небачену до того швидкість перевезень, перехід до великих пасажирських літаків з кількома поршневыми двигунами, заміна цих двигунів на газотурбінні, підвищення крейсерської швидкості до надзвукової, постійне підвищення безпеки польотів тощо – усі ці етапи свідчать про нагальну потребу інновацій в авіаційній галузі, що зрештою є визначальним чинником у її непохитному флагманському становищі з-поміж інших видів транспорту.

Останніми десятиліттями в техніці й технології чітко окреслилася глобальна тенденція автоматизації технологічних процесів, зокрема і процесів цивільної авіації. Окремі зразки повітряних суден, перебуваючи під контролем людини, мають здатність до реалізації всіх етапів польоту в автоматичному режимі, в тому числі злету, посадки, обходження нерухомих перешкод, грозових явищ або зустрічних повітряних суден тощо.

Крім того, на світовому ринку авіаційної техніки поступово здобувають своє право на життя якісно відмінні від традиційних повітряні судна без пілота на борту. Будучи значно подібними до пілотованих за цілим рядом ознак, безпілотні повітряні судна (БПС) не передбачають перебування людини на борту. При цьому вимоги до безпеки польотів БПС у повітряному просторі не відрізняються від вимог до традиційних пілотованих повітряних суден.

Зважаючи на викладене вище та усвідомлюючи свою провідну роль у розробленні авіаційних технологій, колектив Національного авіаційного університету впродовж останнього десятиліття доклав значних зусиль до розширення тематики досліджень у даному напрямі. Пропоноване видання – це підсумок багаторічної праці науковців та науково-педагогічних працівників університету, яке вміщує навчально-методичні та наукові матеріали з механіки, автоматизації, систем зв'язку, аеронавігації, техніко-економічних досліджень, організації авіаційних робіт та інших важливих напрямів технічного та технологічного забезпечення безпілотної авіації.

Книга може бути рекомендована викладачам, а також здобувачам вищої освіти, аспірантам, докторантам та широкому колу читачів, які цікавляться сучасним станом технологій у галузі цивільної авіації, зокрема безпілотної.

## **Розділ 1. БЕЗПЛОТНА АВІАЦІЙНА СИСТЕМА ЯК ЧАСТИНА АВІАТРАНСПОРТНОЇ ГАЛУЗІ**

### **1.1. Розвиток безпілотної авіації як складової авіатранспортної галузі**

Нормативні документи, зокрема розроблені в ІСАО, дають визначення авіаційних перевезень та авіаційних робіт як складових реалізації функцій авіатранспортної галузі. Щодо співвідношення в обсягах, то загалом обсяги, власне, перевезень займають лівову частину. Проте відомо, що обсяги виконаних цивільною авіацією робіт також суттєво впливають як на розвиток самої авіаційної галузі, так і на підвищення ефективності галузей економіки, виробництво в яких передбачає застосування авіації. Тому дослідження формування ринку авіаційних робіт є актуальною проблемою. В даному контексті важливого значення набуває проблема формування самої структури авіаційної транспортної системи.

Для встановлення системоутворювальних чинників у галузі виконання авіаційних робіт важливо насамперед звернутися до основного нормативного документа цивільної авіації – Повітряного кодексу України. У ньому надані визначення авіаційних перевезень та авіаційних робіт, зокрема для України [1].

Так, згідно з ПК авіаційні роботи – польоти, під час здійснення яких повітряне судно використовується для забезпечення спеціалізованих видів обслуговування (авіаційно-хімічні роботи, аерофотозйомка, патрулювання тощо).

Відповідно, авіаційні перевезення – послуги з перевезення пасажирів, вантажу та пошти повітряним транспортом.

Очевидно, що вже в самих визначеннях закладено основу системоутворення, у якій спільним знаменником виступає авіаційний транспорт. Проте для більшої деталізації термінології і змістовної складової, а також для з'ясування чинників, що визначають весь спектр авіаційних робіт, спершу потрібно встановити елементи та зв'язки у цілісній авіаційно-транспортній системі.

Насамперед, ПК поділяє авіацію на державну та цивільну. Транспортну функцію виконують обидві складові, однак державна авіація застосовується у військовій, митній та прикордонній службах, службі цивільного захисту та в органах внутрішніх справ. Витрати на неї закладено у бюджет. Комерційна складова притаманна лише цивільній авіації. Повітряний кодекс виокремлює також у цивільній авіації «авіацію загального призначення», тобто ту, яка не використовується для здійснення комерційних регулярних повітряних перевезень і виконання авіаційних робіт.

Стосовно отримання доходу до комерційної авіації належить лише сегмент авіакомпаній, що мають на це дозвіл. Він закладений у системі допусків/дозволів, що реалізовано шляхом поділу авіакомпаній-експлуатантів на компанії, що мають право на певні види діяльності, тобто [2]:

A1 – пасажирські перевезення;

A2 – вантажні перевезення (у тому числі E11 – перевезення небезпечних вантажів);

A3 – медична допомога;

A4 – авіаційні роботи.

Зважаючи на це, авіакомпанії-експлуатанти повітряних суден, що мають дозволи за видами A1 та A2, не мають права виконувати авіаційні роботи.

Таким чином, можна припустити, що авіакомпанії з допусками A3 та A4, з урахуванням усіх їх взаємозв'язків між собою та із зовнішнім середовищем, утворюють певну спеціалізовану систему з ознаками «транспортної», що дає підстави для введення поняття «транспортна система авіації спецпризначення» (ТСАС). Вона зорієнтована на використання повітряних суден для забезпечення спеціалізованих видів обслуговування, а саме [3-4]:

– авіаційно-хімічних робіт;

– аерофотозйомки;

– патрулювання;

– санітарного обслуговування населення;

– будівельно-монтажних робіт тощо.

Отже, можна стверджувати, що транспортна система авіації спецпризначення є складовою у структурі авіаційної транспортної системи країни.

На підставі проведеного аналізу розроблено структурну схему авіаційної транспортної системи країни, зображену на рис. 1.1. Як видно з цього рисунка, до транспортної системи авіації спецпризначення входять ті авіакомпанії, які надають послуги з різних видів авіаційних робіт [5].

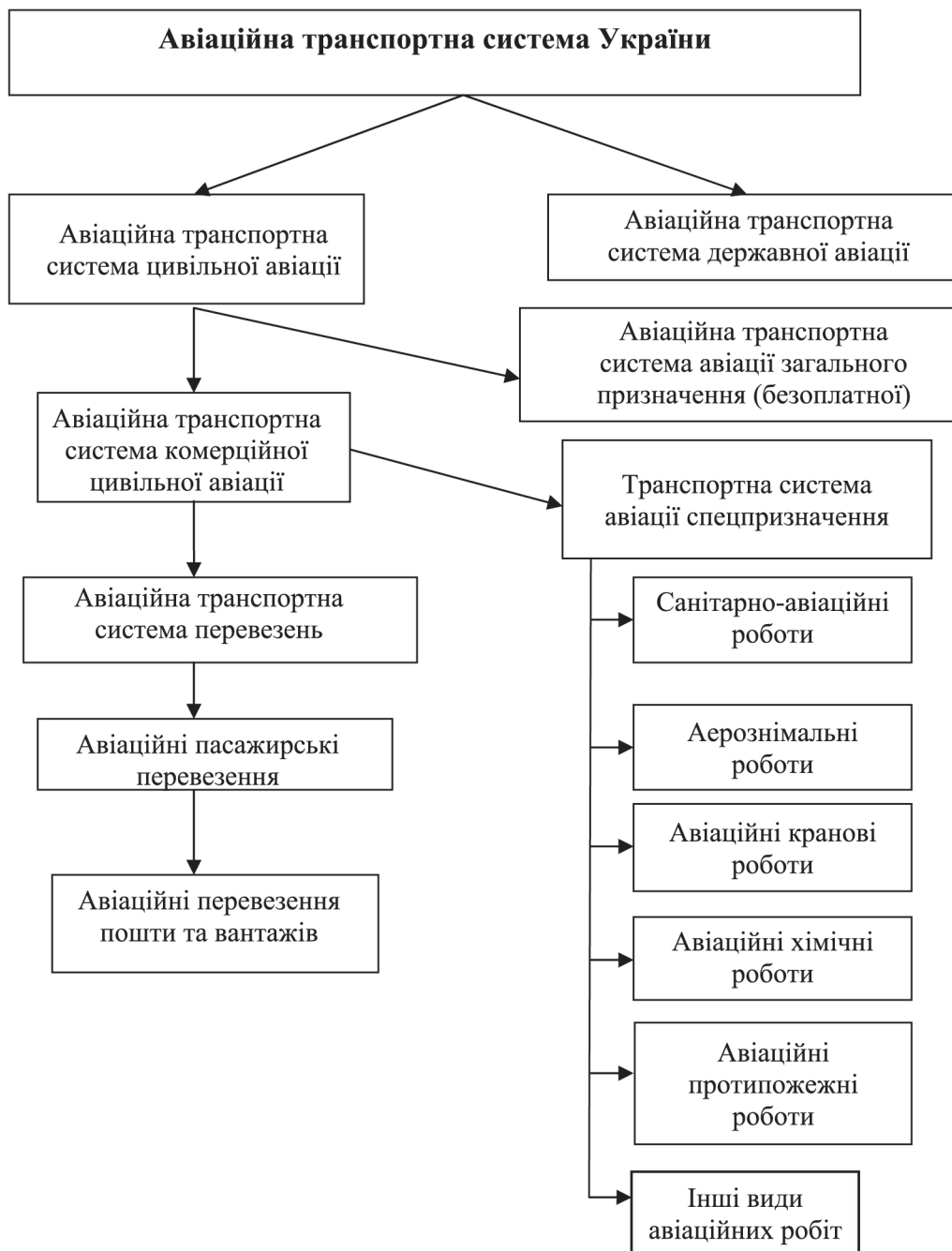


Рис. 1.1. Структурна схема авіаційної транспортної системи України

Не вдаючись у подробиці окремих видів авіаційних робіт, слід звернути також увагу на формування структури сучасного ринку авіаційних робіт (рис. 1.2). Власне, відмінність сучасного ринку полягає в тому, що він уже утворюється на основі замовлень від споживачів авіаційних робіт до компаній-експлуатантів з пілотованими та безпілотними повітряними суднами (БПС). Відомий до сьогодні ринок ще не містить складової – компанії з безпілотними повітряними суднами [6].

Поява на ринку нових «гравців» – авіакомпаній-експлуатантів, що мають на озброєнні БПС, сприятиме значному розширенню ринку авіаційних робіт, оскільки БПС володіють певними специфічними властивостями, які є значним ринковим ресурсом. До них можна віднести значну незалежність від впливу людського чинника, можливість перебувати у повітрі без посадки тривалий час, низьке споживання ПММ тощо. Як приклад можна назвати компанію з України «Drone.ua».

Тому, в найближчому майбутньому авіакомпанії, які застосовують БПС, складатимуть значну частку потенційного ринку авіаційних робіт [7].

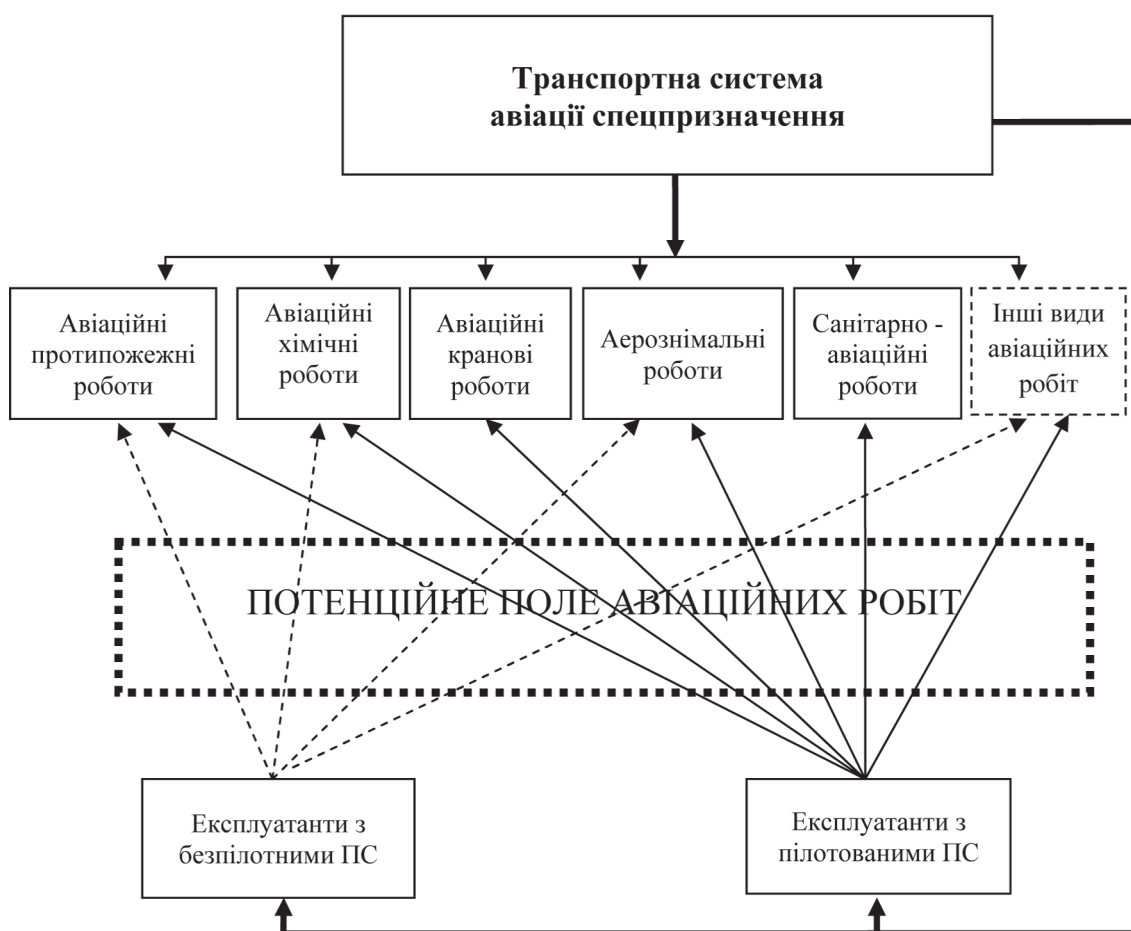


Рис. 1.2. Структура формування в Україні сучасного ринку авіаційних робіт

## 1.2. Формування концепції безпілотної авіаційної системи як складової системи цивільної авіації

Саме питання застосування у практиці ЦА безпілотних повітряних суден з комерційною метою поступово загострюється з огляду на світові тенденції розвитку безпілотної авіації взагалі. Аналіз розвитку існуючих у світі БПС упродовж останніх 20-ти років виявляє стійку

тенденцію до збільшення їхніх розмірів і маси, а також висоти й тривалості польоту і, зрештою їх кількості.

На основі прикладних застосувань та наукових розробок на момент 2005–2007 рр. сформульовано одну з перших класифікацій БПС, яка ґрунтується на положеннях зміни стартової маси, швидкості, висоти та дальності польоту БПС (табл.1.1).

Таблиця 1.1

**Класифікація БПС за масою, висотою, тривалістю польоту та радіусом дії**

Код (англійською)	Назва (українською)	Маса, кг	Радіус дії, км	Висота польоту, м	Час польоту, год
<b>ТАКТИЧНІ</b>					
micro	Мікро	≤ 5	≤ 10	250	1
mini	Міні	≤ 20/25/30/150	≤ 10	150/250/300	≤ 2
CR	Дуже малої дальності	25–150	10–30	3000	2–4
SR	Малої дальності	50–250	30–70	3000	3–6
MR	Середньої дальності	150–500	70–200	5000	6–10
MRE	Середньої дальності і великої тривалості	500–1500	≥ 500	8000	10–18
LADP	Низьковисотний	250–2500	≥ 250	50–9000	0,5–1
LALE	Низьковисотний з великою тривалістю польоту	15–25	≥ 500	3000	≥ 24
MALE	Середньої висоти з малою тривалістю польоту	1000–1500	≥ 500	5000–8000	24–28
<b>СТРАТЕГІЧНІ</b>					
HALE	Висотний з великою тривалістю польоту	2500–5000	≥ 2000	20000	24–48
Strato	Стратосферні	≥ 2500	≥ 2000	≥ 20000	≥ 48
EXO	Поза стратосферні	–	–	≥ 30500	–
<b>СПЕЦІАЛЬНІ</b>					
UCAV	Бойові БПС	≥ 1000	+/- 1500	12000	2
LET	Одноразові БПС	–	300	4000	3–4
DEC	БПС-мішені	150–500	0–500	50–5000	≤ 4

Також БПС можна класифікувати за такими ознаками:

- за способом створення піднімальної сили: літаки, вертольоти, інші;
- за способом управління польотом: радіокеровані, автоматичні, комбіновані;
- за типом силової установки: ПД, ГТД;
- електро, інші;
- за способом транспортування: легкі для транспортування людиною, важкі для транспортування транспортними засобами.

Безперечно, можна застосувати й інші підходи в підборі класифікаційних ознак, власне, самих БПС. Проте добре відомо, що саме БПС не може ізольовано виконувати свої функції, окрім так званих автоматичних. Та навіть автоматичні БПС у момент активування потребують наземного/базового обслуговування, що свідчить про наявність певної системи, яку прийнято називати БАС – безпіотною авіаційною системою. Концептуально можна виходити з того, що БАС складається із БПС й наземного (повітряного, надводного) пункту керування та ліній зв'язку. Щоб БПС могло здійснити політ, БАС повинна складатися з таких елементів:

- власне, БПС;
- станції контролю (керування) БПС;
- програмного забезпечення і системи контролю стану борту БПС;
- засобів зв'язку (земля/повітря і повітря/земля) для управління повітряним рухом і корисним навантаженням БПС;
- терміналів обробки даних;
- посадкової системи;
- системи запуску і системи відновлення стану в польоті;
- обладнання для обслуговування і підтримки стану БПС і його систем;
- системи зберігання та транспортування БАС.

Водночас БАС повинна обслуговуватися кваліфікованим наземним персоналом.

Відповідно, з погляду системного підходу впливає, що БАС – це повітряне судно, яке експлуатується без пілота на борту, і пов'язані з ним елементи.

Наведені вище факти свідчать насамперед лише про функціональність БАС – тобто її здатність виконувати пряму функцію – здійснити політ без пілота на борту. Однак з точки зору цивільної авіації, а саме, Міжнародної організації з цивільної авіації ICAO, БАС повинні ставати повноправними учасниками повітряного руху.

На сьогодні існує позитивний досвід експлуатації БАС в окремих країнах, зокрема це – БПС «Альтаір» у США [8].

Як уже встановлено, безпілотна авіаційна система складається з самого повітряного судна, наземної станції керування та відповідних ліній зв'язку. Якщо перших два компоненти є

оригінальними і не дотичні до зовнішнього середовища, то лінії зв'язку окрім безпосереднього прив'язування БПС до наземної станції виконують роль інтегратора БПС і наземної станції до навколишнього середовища, особливо щодо організації повітряного руху.

Згідно з прийнятою в Сполучених Штатах Америки політикою, польоти БАС повинні бути транспарентними (прозорими) та безперервними. Це означає, що БАС має задовольняти вимоги навігаційних характеристик з урахуванням типу польоту та району повітряного простору, в якому буде виконуватися політ.

Стаття 8 «Конвенції про міжнародну цивільну авіацію», підписана в Чикаго 7 грудня 1944 року та змінена Асамблеєю ІКАО, наголошує: «Жодне повітряне судно, що здатне здійснювати польоти без пілота, не виконує польоту без пілота над територією держави, яка домовляється, крім як за спеціальним дозволом цієї держави і відповідно до умов такого договору» [9].

Глобальна концепція організації повітряного руху містить таке визначення: «Безпілотний літальний апарат є повітряним судном без пілота, беручи до уваги статтю 8 «Конвенції...», що виконує політ без командира повітряного судна на борту та або повністю дистанційно керується з іншого місця (із землі, з борту іншого повітряного судна, з космосу), або запрограмоване і повністю автономне». Таке тлумачення БПС було схвалено 35-ю сесією Асамблеї ІКАО, незалежно чи є БПС дистанційно пілотованими, повністю автономними або являють собою деяке сполучення таких повітряних суден; усі перелічені випадки БПС підпадають під дію положень [10].

XI Аеронавігаційна конференція схвалила глобальну концепцію організації повітряного руху (ОрПР), яка містить такий текст: «Безпілотний літальний апарат є повітряним судном без пілота в частині статті 8 «Конвенції про міжнародну цивільну авіацію», яке виконує політ без командира повітряного судна на борту і або повністю дистанційно керується з іншого місця (із землі, з борту іншого повітряного судна, з космосу), або запрограмоване і повністю автономне».

Згідно зі статтю 12 і Додатком 2 «Конвенції.....», командир повітряного судна відповідає за виконання польоту повітряного судна відповідно до правил польотів. Це також поширюється на повноваження щодо розпорядження повітряним судном, командиром якого він є. Для БПС це також є справедливим незалежно від того, що командир знаходиться поза повітряним судном.

Нині визначення БПС згідно з Повітряним кодексом України наведено так: безпілотне повітряне судно – повітряне судно, призначене для виконання польоту без пілота на борту, керування польотом якого і контроль за яким здійснюються за допомогою спеціальної станції керування, розташованої поза повітряним судном [11].

У циркулярі ІСАО №329 стосовно БАС подані такі ключові визначення.

1. Безпілотна авіаційна система – повітряне судно і пов'язані з ним елементи, які експлуатуються без пілота на борту.

2. Безпілотне повітряне судно – повітряне судно, яке призначене виконувати політ без пілота на борту.

3. Дистанційний пілот – особа, яка керує органами управління дистанційно пілотованого повітряного судна протягом льотного часу.

4. Станція дистанційного пілота – робоче місце, з якого він керує польотом безпілотного повітряного судна.

5. Член дистанційного екіпажу – член екіпажу, що має свідоцтво «член екіпажу», на якого покладено обов'язки, пов'язані з керуванням дистанційно пілотованих повітряних суден протягом льотного часу [12].

Найважливішим є чинник безпечної інтеграції БАС у виділений повітряний простір, який полягає в їх здатності вести себе і реагувати так само, як повітряні судна з пілотом на борту. Багато складових цієї здатності визначатимуться технологією – здатністю повітряного судна виконувати керуючі команди дистанційного пілота і виступати як сполучна ланка між зовнішнім пілотом і Органом управління повітряним рухом (ОУПР), підтримувати необхідні експлуатаційні характеристики (наприклад, час і безперервність транзакцій зв'язку), а також своєчасне реагування повітряного судна на вказівки ОУПР.

Крім того, принципова точка зору ІСАО стосовно БАС полягає в тому, що вони не будуть в осяжному майбутньому перевозити на борту пасажирів за плату.

Дистанційний пілот БАС і пілот на борту повітряного судна несуть аналогічну кінцеву відповідальність за безпечний політ їх повітряних суден і тому повинні володіти однаковими знаннями в галузі повітряного права, виробництва та планування польотів, польотних навантажень, аспектів людського чинника, метеорології, навігації, процедур експлуатації, принципів польоту і радіотелефонного зв'язку. Обидва пілоти повинні пройти льотну підготовку, продемонструвати свої навички, отримати певний досвід і відповідні свідоцтва. Вони повинні також володіти мовою, що використовується в радіотелефонному зв'язку, відповідати критеріям придатності за станом здоров'я, хоча останні можуть змінюватися з урахуванням умов використання БАС.

Технічні засоби, що використовуються в безпілотній авіації і на повітряних суднах з пілотом на борту, безупинно розвиваються; також відповідно зростає роль автоматизації, особливо на повітряних суднах транспортної категорії. Автоматичні системи вже здатні приводити в дію органи керування, підтримувати курс повітряного судна, регулювати витрату палива, передавати й отримувати дані від різних наземних станцій, виявляти конфліктні

ситуації і надавати рекомендації щодо розв'язання загрози зіткнення, прокладати і витримувати оптимальні профілі зниження, а також автоматично виконувати зліт або посадку повітряного судна. Природно, всі ці функції мають контролюватися дистанційним пілотом.

Звідси випливає, що з точки зору офіційної цивільної авіації та органів, що встановлюють відповідність повітряного судна чинним стандартам у галузі, визначення БАС можна навести у такому вигляді: БАС є комплексом конфігурованих елементів, який включає дистанційно пілотоване повітряне судно, пов'язану з ним станцію (станції) дистанційного пілота, необхідні лінії керування та контролю, а також будь-які інші елементи системи, які можуть знадобитися в будь-який момент у ході виконання польоту [13].

Якщо розглянути сучасну практику застосування БПС та ті вимоги, які ставляться до нього, то потрібно уточнити саме визначення БАС для цивільної комерційної авіації.

Насамперед відомо, що «цивільна авіація – авіація, яка використовується для задоволення потреб економіки і громадян у повітряних перевезеннях і авіаційних роботах, а також для виконання польотів у приватних цілях» [14]. Інше положення, яке допомагає уточнити середовище, у якому повинна функціонувати БАС, полягає в тому, що БАС буде виконувати «авіаційні роботи – польоти, під час здійснення яких повітряне судно використовується для забезпечення спеціалізованих видів обслуговування (авіаційно-хімічні роботи, аерофотозйомка, патрулювання тощо)».

Повітряний кодекс визначає БПС як «повітряне судно, призначене для виконання польоту без пілота на борту, керування польотом якого і контроль за яким здійснюються за допомогою спеціальної станції керування, розташованої поза повітряним судном».

Згідно з концепцією ІКАО, БАС будуть виконувати польоти відповідно до стандартів ІКАО, призначених для повітряних суден з пілотом на борту, та інших спеціальних стандартів, які відображають відмінності в галузі експлуатаційних та правових аспектів, а також аспектів безпеки польотів між повітряними суднами з пілотом на борту та безпілотними повітряними суднами.

Для того, щоб забезпечити інтеграцію БАС в практику використання виділеного повітряного простору і виділених аеродромів, необхідний пілот, який відповідає за політ БАС. Пілоти можуть використовувати відповідне обладнання, наприклад автопілот, що допомагає виконувати свої обов'язки, однак ні за яких обставин у найближчому майбутньому відповідальність пілота не буде передана технології.

У зв'язку з наведеними вище фактами остаточно концепцію БАС, яка відображає функціональність, а також інтеграцію БАС у загальний повітряний простір, можна сформулювати так: безпілотна авіаційна система є комплексом конфігурованих елементів, який включає БПС, станцію дистанційного пілота, необхідні лінії керування та контролю, а

також будь-які інші елементи системи, які можуть знадобитися в будь-який момент виконання польоту для забезпечення перебування БПС у повітряному просторі з відповідним для авіації рівнем безпеки. Звідси попередньо можна визначити склад БАС.

**Безпілотне повітряне судно:**

1. Планер БПС.
2. Силові установки БПС.
3. Система керування БПС, включно з автопілотом.
4. Бортова навігаційна система БПС.
5. Система приймання повітряних сигналів.
6. Бортова електрична система.
7. Інші життєво важливі системи БПС.
8. Цільове навантаження БПС.

**Наземна станція керування БПС:**

1. Робоче місце (РМ1) дистанційного пілота (командира БПС).
2. Робоче місце (РМ2) оператора цільового навантаження (другого дистанційного пілота БПС).
3. Система керування цільовим навантаженням.
4. Термінал обробки даних цільової інформації з борту БПС.
5. Слідкуюча антенна система НСК.
6. Система енергопостачання НСК.
7. Система зберігання та транспортування БПС.

**Лінії зв'язку:**

- a. Радіокомандна лінія БАС.
- b. Радіотелеметрична лінія БАС.
- c. Лінія прийому супутникових сигналів позиціонування.
- d. Лінія супутникового зв'язку.
- e. Система радіозв'язку дистанційного пілота органами УПР.
- f. Радіолінія передавання/приймання цільових зображень (відео-, фото).

**Інші конфігуровані елементи БАС:**

1. Система автоматичної посадки БПС.
2. Система запуску та відновлення стану БПС у польоті.
3. Система підпарашутного спуску БПС та інші елементи.

### 1.3. Типові види авіаційних робіт та вимоги до їх виконання

Виконання авіаційних робіт у галузях економіки здійснюється авіапідприємствами цивільної авіації за договорами із зацікавленими організаціями.

Польоти для виконання авіаційних робіт залежно від їх мети, правил виконання та технології поділяються на такі види:

- авіаційно-хімічні роботи;
- повітряні зйомки;
- лісоавіаційні роботи;
- будівельно-монтажні та вантажно-розвантажувальні роботи;
- транспортно-зв'язкові роботи;
- авіаційні роботи в Арктиці, Антарктиці, на островах відкритих морів і океанів;
- з морських суден та морських бурових установок;
- для надання медичної допомоги населенню та проведення санітарних заходів;
- для проведення експериментальних і науково-дослідних робіт.

На сьогодні в Україні виконуються такі види авіаційних робіт:

- 1) авіаційні роботи в сільському господарстві;
- 2) обслуговування лісового господарства (авіаційні роботи з боротьби зі шкідниками та хворобами лісу; польоти з метою авіаційної охорони лісів від пожеж);
- 3) проведення всіх видів повітряної зйомки, включно з аерофотозйомкою;
- 4) польоти з метою надання медичної допомоги населенню;
- 5) польоти з метою обстеження високовольтних мереж і мереж зв'язку, газопроводів, нафтопроводів, продуктопроводів, річок, каналів, автошляхів;
- 6) усі види польотів вертольотів, у тому числі на майданчики, що підібрані з повітря, за винятком польотів з перевезення пасажирів, багажу та вантажів рейсовими вертольотами;
- 7) усі види польотів зі спеціально встановленим на борту літака обладнанням або апаратурою, зі спеціалістами замовника робіт на борту;
- 8) екскурсійні польоти в районі міста;
- 9) польоти на літаках у салонному варіанті;
- 10) усі види польотів на літаках для обслуговування галузей народного господарства з посадками на майданчики, що підготовлені на договірних умовах із замовниками, і майданчики, що підібрані з повітря [15].

Із 40 авіакомпаній, які виконують авіаційні роботи в народному господарстві, 30 задіяні у сільському та лісовому господарствах.

Організація і виконання польотів з різних видів авіаційних робіт здійснюються відповідно до Настанови, керівництва з льотної експлуатації БПС, технологій або інструкцій за видами робіт.

На кожному підприємстві ЦА, на території якого виконуються авіаційні роботи, розробляється загальна інструкція з організації, управління польотами та їх забезпечення з урахуванням виконання видів робіт. Під час виконання робіт у районах інших підприємств польоти здійснюються за інструкціями управлінь цих районів, а за відсутності їх – за інструкціями, розробленими керівником (командиром) підрозділу, якому підпорядкований екіпаж, погодженим з керівниками управлінь (підприємств), на території яких виконуються польоти.

Польоти з авіаційних робіт здійснюються за Правилами візуальних польотів (ПВП), ОПВП і Правилами польотів за приладами (ППП) в умовах погоди, встановлених для даного виду робіт.

Перед початком робіт, а також при затримці повітряного судна в пункті призначення на час, що перевищує термін дії прогнозу погоди, командир повітряного судна зобов'язаний отримати прогноз, визначити фактичну погоду і прийняти рішення на виконання польоту. Польоти без прогнозу погоди забороняються.

При польотах з виконання авіаційних робіт командир повітряного судна зобов'язаний підтримувати радіозв'язок з диспетчером, у зоні управління якого він перебуває, не рідше ніж через одну годину.

Висоти, зайняті ПС, що виконують авіаційні роботи в заданому районі, повинні бути вільні від інших повітряних суден. Диспетчер зобов'язаний інформувати суміжні аеропорти й екіпажі про повітряну обстановку в районі робіт.

У районах майбутніх робіт повинна бути підготовлена необхідна кількість робочих аеродромів (акваторій) і посадкових майданчиків, обладнання яких здійснюється на договірних засадах представниками господарських організацій під контролем авіафахівців. На кожен аеродром (посадковий майданчик) складається інструкція з виконання польотів.

Посадкові майданчики (робочі аеродроми), як правило, вибираються шляхом наземних вишукувань. В окремих випадках дозволяється їх підбір з повітря.

До польотів з підбором посадкових майданчиків з повітря належать:

– польоти, у процесі яких проводиться посадка повітряного судна на невідготовлені заздалегідь ділянки місцевості, а також операції, що виконуються на вертольоті в режимі висіння поза аеродромом;

– польоти на літаках (крім АХР) з посадками на тимчасові аеродроми і посадкові майданчики, підготовлені «замовником», де відсутні засоби радіозв'язку і не здійснюється керівництво польотами;

– первинні (протягом дня) польоти на вертольотах на тимчасові вертодроми і посадкові майданчики, підготовлені «замовником», де відсутні засоби радіозв'язку і не здійснюється керівництво польотами.

Під час роботи у відриві від базового авіапідприємства завдання на політ видається на весь період роботи. Командир ПС за заявкою представника «замовника» з метою виробничої необхідності має право змінювати маршрут польоту і місце посадки в межах району робіт з попереднім інформуванням про це диспетчера.

Командиру ПС виконувати вказівки представника «замовника», які суперечать вимогам, наприклад НПП-86 та завдання на політ, забороняється. У разі виконання авіаційних робіт після посадки на проміжному, а при повторних вильотах і на аеродромі базування командиру ПС дозволяється приймати рішення, інформуючи про це по радіо диспетчера, за дотримання таких умов:

– підготовка до майбутнього польоту проведена в повному обсязі перед початком роботи (за доповіддю командира повітряного судна);

– на маршруті, основних і запасних аеродромах (майданчиках) не відбулося змін, що перешкоджають виконанню польоту;

– термін дії прогнозу погоди забезпечує виконання завдання на політ або прогноз погоди отриманий по радіо;

– час стоянки повітряного судна не перевищує однієї години.

У цьому випадку відповідальність за обґрунтованість прийняття рішення на виліт несе командир повітряного судна.

При виконанні навмисної посадки поза аеродромом командир ПС перед заходом на посадку повинен оглянути передбачуване місце посадки задля оцінювання його розмірів, ухилів і стану поверхні. Огляд повинен починатися з висоти не менше ніж 100 м над перешкодами і виконуватися зі зниженням у вибраному напрямку посадки до висоти не менше ніж 10 м.

Польоти на авіаційних роботах виконуються у суворій відповідності із завданням і заявкою на політ, яку видав «замовник». Командиру повітряного судна виконувати польоти, не пов'язані з виробничими цілями, забороняється.

## **Польоти з виконання повітряних зйомок**

До польотів з повітряних зйомок належать:

- аерофотознімання;
- пошуково-знімальні;
- аерознімальні;
- аеровізуальні.

Перед початком польотів з повітряних зйомок «замовник» і командири підрозділів ЦА погоджують райони робіт і маршрути польотів із зацікавленими відомствами та органами УПР. Дозволяється проводити одночасно польоти двох повітряних суден над однією ділянкою, якщо відстань між паралельними маршрутами не менше ніж 20 км. Повітряні зйомки, виконувані групою повітряних суден, регулюються інструкціями, які затверджуються ДАСУ. При цьому командири ПС повинні інформувати один одного про своє місцезнаходження. Перед початком робіт командир ПС має виконати пробний політ над районом знімання на висоті не нижче безпечної. Під час виконання знімальних польотів на істинній висоті менш за 50 м розвороти виконуються з кутом крену не більше ніж  $30^\circ$ , а з випускними пристроями – не більше ніж  $20^\circ$ .

Польоти з виконання повітряних зйомок в умовах Арктики, Антарктики, на островах відкритих морів і океанів здійснюються відповідно до вимог НПП, Інструкції з організації та проведення польотів у даних регіонах і керівництв за видами зйомок.

### **Пошуково-знімальні польоти**

Пошуково-знімальні польоти виконуються з метою проведення різних видів аерогеофізичних зйомок. Дані польоти здійснюються на гранично малих висотах. При виконанні пошуково-знімальних польотів на ПС, обладнаних апаратурою з випускними пристроями, мінімально допустимі висоти польотів збільшуються на довжину випущеного троса, якщо немає інших обмежень для даного ПС або знімальної апаратури. Польоти ПС, а саме, вертольотів з випускними пристроями за відсутності автоматичного тросоруба миттєвої дії забороняються.

Під час польотів у гірській місцевості необхідно дотримуватися схилів, що знаходяться з навітряного боку і освітлених сонцем. Проводити зйомку біля вершин гір на підвітряних схилах при бовтанці забороняється. Виконання знімальних польотів проти сонця в рівнинній і горбистій місцевості на істинних висотах менше ніж 100 м, а в гірській – менше ніж 200 м при висоті сонця над горизонтом менше за  $15^\circ$  і курсовому куті менше ніж  $30^\circ$  забороняється.

Польоти в замкнених долинах і гірських ущелинах, ширина яких на заданій висоті менше трьох радіусів розвороту при куті крену  $20^\circ$  для повітряного судна даного типу, забороняються [16].

### **Аерознімальні польоти**

Аерознімальні польоти виконуються з метою геологічного картування, дистанційного зондування Землі, а також контролю за станом навколишнього середовища. Польоти виконуються на малих, середніх і великих висотах, з витриманням постійної висоти за барометричним висотоміром. Аерознімальні польоти здійснюються за маршрутами в заданих районах. Протяжність знімальних маршрутів, висота польоту, величина відстані між маршрутами та інші параметри польоту задаються «замовником» [17].

### **Аеровізуальні польоти**

Аеровізуальні польоти виконуються зі спостерігачем «замовника» на борту повітряного судна з метою візуального обстеження об'єктів та спостереження за обстановкою на місцевості (патрулювання ЛЕП, ліній зв'язку, газо- і нафтопроводів, продуктопроводів, річок, каналів, автомагістралей; льодова розвідка; розвідка запасів риби та звіра; інвентаризація диких тварин тощо). Польоти виконуються на малих, середніх і великих висотах.

Аеровізуальні польоти здійснюються:

а) вдень:

– у рівнинній і горбистій місцевості при видимості не менше ніж 2000 м і висоті нижньої межі хмар не менше ніж 150 м;

– у гірській місцевості (до 2000 м) – при видимості не менше ніж 5000 м і висоті нижньої межі хмар не менше ніж 400 м;

– у гірській місцевості (вище 2000 м) – при видимості не менше ніж 10 000 м і висоті нижньої межі хмар не менше за 600 м;

б) вночі:

– у рівнинній і горбистій місцевості – при видимості не менше ніж 4000 м і висоті нижньої межі хмар не менше за 450 м.

Аеровізуальні польоти вночі в гірській місцевості забороняються. Зниження ПС для детального спостереження об'єктів дозволяється виконувати до висоти не менше ніж 10 м над перешкодами, а при огляді високовольтних ліній електропередач – до висоти не менше за 20 м над опорами.

Льодова розвідка виконується на ПС з двома і більше двигунами на висотах польоту не менше ніж 100 м. З метою уточнення льодової обстановки допускається зниження

повітряного судна до 50 м над перешкодами. У разі неможливості передачі на корабель карти льодової обстановки чи іншого документа по бортовій фототелеграфній апаратурі дозволяється скидати їх з вимпелом. При цьому висота польоту над корабельними щоглами повинна бути не менше ніж 25 м.

Польоти над місцем скупчення риби або морських тварин дозволяється виконувати на висоті не менше за 100 м.

### **Польоти на лісоавіаційних роботах**

Польоти на лісоавіаційних роботах виконуються з метою:

- авіаційної охорони лісів;
- обстеження та обліку лісів;
- обслуговування організацій лісової промисловості (лісозаготівель, лісосплаву та інших відомств).

Польоти з авіаційної охорони й обстеження лісів здійснюються за ПВП в заданих районах. Зниження над низовими пожежами дозволяється за кромки пожежі до висоти над верхівками дерев не менше ніж 200 м на літаках та 100 м – на вертольотах. Польоти над вогнищами верхових пожеж, а також у задимлених районах при видимості менше встановленої за ПВП забороняються.

Скидання вимпела в пунктах прийому донесень здійснюється з висоти над перешкодами не менше:

- у рівнинній місцевості та гірських долинах завширшки понад 1500 м – 50 м;
- у гірській місцевості – 100 м.

Під час скидання вимпелів забороняється:

- виконувати заходи і розвороти вгору по схилу;
- наближення при сильній бовтанці до крутих схилів, гір на відстань менше за 300 м;
- виконувати еволюції над пунктом прийому донесень з метою привернення уваги на висоті нижче безпечної.

Польоти з активного гасіння пожеж з використанням зливних пристроїв, штучного викликання опадів, застосуванням парашутів, спускових пристроїв, а також скидання вантажів і доставки вибухових речовин виконуються відповідно до Керівництва з лісоавіаційних робіт.

Виконання польотів з обслуговування організацій лісової промисловості, лісозаготівель, лісосплаву та інших відомств проводиться відповідно до Керівництва з лісоавіаційних робіт [18].

## **Аерофотознімальні польоти**

Аерофотознімальні польоти виконуються з метою фотографування місцевості з ПС, обладнаних аерофотознімальною апаратурою. Польоти над ділянками аерофотозйомки здійснюються на заданих висотах за стандартним атмосферним тиском 760 мм рт. ст. (1013,2 мбар). Перельоти з ділянки на ділянку, а також зміна висоти фотографування виконуються з дозволу диспетчера служби руху. При виконанні аерофотознімання з увімкненим автопілотом командир ПС має право передавати керування автопілотом ШАЗ, забезпечуючи при цьому постійний контроль за витриманням режиму польоту [19].

### **1.4. Світовий досвід та тенденції застосування безпілотних повітряних суден у цивільній авіації**

Найбільше БПС сьогодні відомі як повноправні учасники сучасних військових систем. Перші згадки про БПС відносяться до 20-х років минулого століття, коли в Англії з метою навчання артилеристів стрільби фірма «ДН» застосувала біплан «Тайгер Мот» з радіокеруванням. Широко БПС стали відомими під час Другої Світової війни, наприклад, як крилаті ракети Hs239А (Німеччина) та «Бака» (Японія) тощо. В Америці у 30-х роках того ж століття з'явилися малорозмірні безпілотні літаки, які в режимі радіокерування застосовувалися для різних військових цілей [20].

Значний інтерес військових до БПС був спричинений низкою чинників. Насамперед ідея перенесення людини з борту ЛА на землю призвела до вилучення з ЛА обладнання для захисту й обслуговування людини. В результаті зменшилася його маса; наприклад, якщо перевести одномісний легкий літак масою близько 400 кг у безпілотний варіант, то можна його полегшити на 130...160 кг. Це відбивається, зрештою на його вартості. Для БПС застосовують двигуни з малими потужностями, що дозволяє різко зекономити витрати палива.

Іншим джерелом ефективності військових БПС є зниження рівня психологічного навантаження на людину в екстремальних ситуаціях та відсутність втрат льотного особового складу, що є чи не найважливішим у процесі проведення військових операцій. Одна з головних переваг БПС полягає в тому, що при відповідному рівні автоматизації вони можуть тривалий час виконувати одноманітну «чорну» роботу, «не втомлюючись», що, звичайно впливає на якість її проведення. Крім того, БПС можуть виконувати місії, які неможливі для пілотованих ПС (наприклад, польоти в приміщеннях, обмежених об'ємах, забрудненій атмосфері тощо).

Також для БПС не потрібні аеродроми з бетонним покриттям. Їм достатньо ґрунтових ЗПС або взагалі можна використовувати катапультний старт. Власне, більшість перелічених переваг цілковито стосуються і цивільних БПС.

Повідомлення про цивільні БПС почали з'являтися ще в середині 60-х років ХХ ст. Поштовхом до цього була поява на ринку портативних систем дистанційного керування (СДК), які дозволяли з високою надійністю керувати великими авіаційними моделями. Вже тоді СДК відзначилися низькими малогабаритними показниками (маса бортової частини становила 0,45...0,5 кг), пропорційним відслідковуванням відхилень важелів керування і рульових поверхонь, достатньою дальністю дії (в межах 2000 м), високою надійністю і помірною вартістю (у 1973 р. європейська ціна на шестиканальну СДК «Варіопрор-12» становила 1670 нім. марок).

Одночасно були розпочаті дослідження ефективності застосування БПС під час проведення дистанційного моніторингу земної і водної поверхонь, патрулювання лісових масивів з метою раннього виявлення пожеж, пошкодження ліній електропередач і трубопроводів, проведення робіт з повітря у сільськогосподарському виробництві на полях і в садах.

Так, у 70-х роках ХХ ст. Московським авіаційним інститутом разом з НДІ біологічних методів захисту рослин (м. Кишинів) розпочато дослідження ефективності застосування БПС в галузі картографування земної поверхні та біологічного захисту рослин. Відомий дослідник і конструктор БПС В. Макєєв зробив висновок про високу ефективність застосування БПС у картографуванні та аерофотозніманні. Він, однак, зазначав, що під час проведення захисту рослин ефективність БПС висока, коли вони використовуються для оброблення невеликих за площею і важкодоступних для «великої авіації» полів.

У 1983 р. у Москві та Курську відбувся міжнародний семінар із проблем застосування безпілотних повітряних суден у програмі «Інтеркосмос». Тоді ж відбувалися практичні покази деяких робіт, серед яких був БПС Варшавського інституту картографії доктора А. Новосельського.

Безпілотне повітряне судно було оснащено м'яким крилом, поршнеvim одноциліндровим двигуном STG 71 з робочим об'ємом 12 см<sup>3</sup> та мультиспектральною фотокамерою NAC MB 470 з чотирма об'єктивами. Також відбувся показ БМЛ «Sky Eyes» каліфорнійської фірми "Developmentale Sciences Inc." R4E [21].

Однак, як свідчить практика сучасного виробництва, реального «входження» БПС у цивільні технологічні процеси сьогодні не спостерігається, за винятком таких невиробничих галузей, як наукові дослідження, кіно, спорт, індустрія розваг тощо. Цивільні

БПС ще не є технологічними машинами. Можна припустити, що їх застосування перебуває у початковій фазі життєвого циклу, що характеризується значним рівнем розробки, власне, БПС та їх елементів, з одного боку, та відсутністю основ застосування БПС у реальних технологічних процесах, з другого. Вирішення цієї суперечності вимагає розв'язання різнопланових завдань концептуального, технічного, технологічного, методичного, організаційного та юридично-нормативного характеру.

Аналіз розвитку існуючих сьогодні у світі БПС виявляє стійку тенденцію до збільшення їхніх розмірів і маси, а також висоти й тривалості польоту. БПС з великою масою можуть довше знаходитися в повітрі, вище підніматися й далі «бачити». Дуже великим є попит на БПС класу «максі». Вони можуть змінити розстановку сил на світовому ринку літальних апаратів. Найвідоміший з них «Глобал Хоук» (рис. 1.3) піднімається на висоту до 20 км, важить 11,5 тонн і має тривалість крейсерського польоту понад 24 год. Він оснащений ТРД.



Рис. 1.3. Безпілотне повітряне судно «Глобал Хоук» (Нортроп Грумман, США)

Відносно недавно було розроблено концепцію «літаючої платформи», відповідно до якої почали будувати БПС, що забезпечують найкращі умови для розміщення в них корисного навантаження. З'єднавши корисне навантаження з бортовими системами, можна одержати повноцінний інтегрований комплекс, максимально оснащений радіоелектронним устаткуванням (рис. 1.4). Це буде якісно новий вид авіаційної техніки – стратосферна платформа для вирішення завдань, які або не під силу мало-, середньовисотним і безпілотним машинам, або вимагають невиправдано великих затрат при їх виконанні супутниковими угрупованнями.



Рис. 1.4. Багатоцільовий БПС «Протеус» (США)

У цивільній сфері БПС можуть також принести велику користь і економію. Їх можливості багато в чому залежать від висоти польоту. Сьогодні межа становить 20 км, а в перспективі й до 30 км. На такій висоті БПС може конкурувати із супутником. Відслідковуючи все, що відбувається на території площею близько мільйона квадратних кілометрів, він сам стає свого роду «аеродинамічним супутником». БПС можуть взяти на себе функції супутникового угруповання й виконувати їх у режимі реального часу в межах цілого регіону [22].

Відомо, щоб з космосу проводити фото- і кінозйомку або спостерігати за яким-небудь об'єктом, потрібні 24-и супутники, але й тоді інформація від них буде надходити один раз за годину. Супутник перебуває над об'єктом спостереження лише 15-20 хвилин, а потім іде із зони його видимості й вертається на те саме місце, зробивши оберт навколо Землі. Об'єкт же за цей час іде із заданої точки, оскільки Земля обертається, і знову опиняється в ній тільки через 24 години.

На відміну від супутника, БПС супроводжує точку спостереження постійно. Виконавши завдання на висоті близько 20 км упродовж 24 годин, він повертається на базу, а йому на зміну в небо йде інший. Ще один БПС знаходиться в резерві. Це і є основна складова економії, оскільки БПС на порядок дешевше супутників. Також БПС можуть конкурувати із супутниками й у сфері створення телекомунікаційних мереж і навігаційних систем. На БПС можна покласти безперервне цілодобове спостереження за поверхнею Землі в широкому діапазоні частот. Використовуючи їх, можна створити інформаційне поле країни, що охоплює контроль і керування рухом повітряного й водного транспорту, оскільки БПС в змозі взяти на себе функції наземних, повітряних і супутникових локаторів (спільна інформація від них дає повну картину того, що відбувається в небі, на воді й на землі).

Безпілотні повітряні судна допоможуть вирішити низку наукових і прикладних завдань, пов'язаних з геологією, екологією, метеорологією, зоологією, сільським господарством, з вивченням клімату, пошуком корисних копалин тощо. Вони мають

змогу стежити за міграцією птахів, ссавців, риби, зміною метеоумов і льодової обстановки на річках, за рухом суден, переміщенням транспорту й людей, проводити радіолокаційну й радіаційну розвідку, аеро-, фото- і кінозйомку, багатоспектральний моніторинг поверхні, проникаючи всередину до 100 метрів тощо.

На сьогодні прийнято, що цивільні БПС можуть застосовуватися в таких сферах:

1. Виявлення малорозмірних об'єктів: повітряних; надводних; наземних; пошук і порятунок; допомога в надзвичайних ситуаціях.

2. Керування повітряним рухом: у важкодоступних районах; при стихійних лихах і аваріях; на тимчасових повітряних трасах під час виконання авіаційних робіт.

3. Контроль морського судноплавства: пошук і виявлення суден; попередження аварійних ситуацій у портах; контроль морських кордонів; контроль правил рибальства.

4. Розвиток регіональних і міжрегіональних телекомунікаційних мереж: системи зв'язку, у тому числі мобільних; телерадіомовлення; ретрансляція; навігаційні системи; реклама; телебачення; кіно.

5. Аерофотознімання й контроль земної поверхні: аерофотознімання (картографія); інспекція дотримання договірних зобов'язань (режим «відкритого неба»); контроль гідро-, метеообстановки; контроль активно випромінюючих об'єктів; контроль ЛЕП, дотримання контролю за незаконною міграцією людей; правоохоронна діяльність (контроль несанкціонованих заворушень); виявлення лісових пожеж; спостереження периметра об'єктів; спостереження промислових майданчиків; контроль залізничних колій, контроль ЛЕП та інших лінійних об'єктів.

6. Контроль екологічної обстановки: радіаційний контроль; газохімічний контроль; контроль стану газо- і нафтопроводів; опитування сейсмічних датчиків; контроль стану лавин.

7. Застосування в сільському господарстві і геологорозвідці; виконання АХР; визначення характеристик ґрунту; розвідка корисних копалин; підповерхневе (до 100 м) зондування Землі.

8. Океанологія: розвідка льодової обстановки; спостереження за хвилюванням моря; пошук промислових скупчень риби.

На сьогодні розподіл потреб світового ринку в БПС з великою висотою й тривалістю польоту можна подати так, як показано на рис. 1.5.

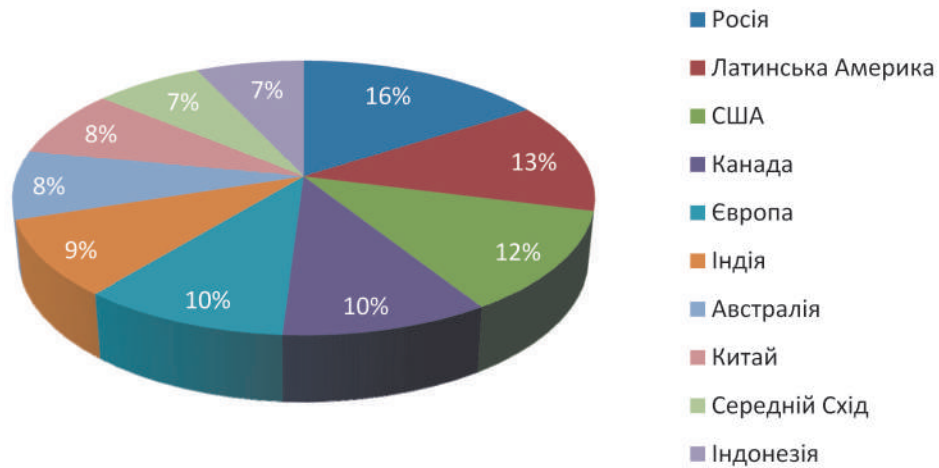


Рис. 1.5. Потреба світового ринку в БПС з великою висотою й тривалістю польоту

Крім того, світові тенденції виробництва та застосування БПС у світі свідчать про стрімке зростання тренду впродовж 2005–2012 рр. Зокрема, з рис. 1.6 видно, що абсолютну першість тримають військові БПС, що склало біля 700 проєктів за 2009 р. Другу позицію утримують БПС подвійного призначення – 350 проєктів за 2012 р. На третій позиції – цивільні БПС, близько 220 проєктів. За відносно малою кількістю цивільних розробок та застосувань лежить значний приріст, який склав порівняно з 2006 р. близько 350 % (60 проти 220 проєктів та застосувань) [23].

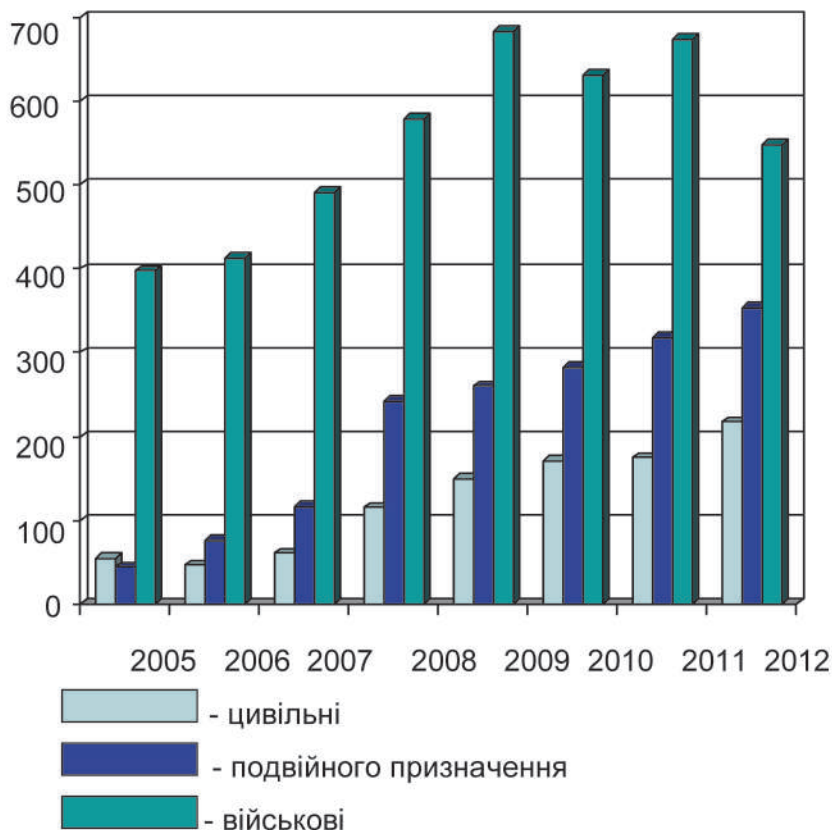


Рис. 1.6. Зростання виробництва та застосування БПС у світі (2005–2012)

Стосовно регіонального світового розподілу розробок та застосувань можна розглянути розподіл у країнах Європи (рис. 1.7). Діаграма показує, що першість ведуть найбільш розвинені країни – Велика Британія, Німеччина та Франція. На їх частку припадає 248 проєктів із 336, тобто близько 73 %.

Інші 27 % закріплені за країнами з менш розвинутою економікою, або такими, що мають перехідну економіку. Зокрема, станом на 2012 р. Україна була представлена 18-ма проєктами, з-поміж яких БПС «Ремез» (м. Харків), БПС М-7-В5 «Небесний патруль» (м. Київ) та інші.

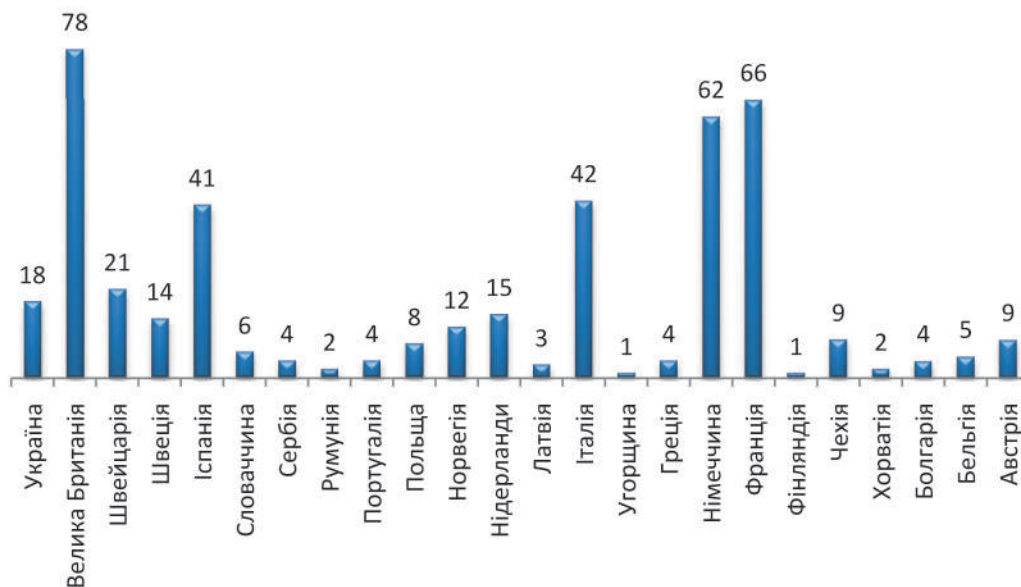


Рис. 1.7. Розподіл кількості розробок (335 одиниць) БПС у Європі  
(за країнами-розробниками станом на 2012 р.)

За статистикою, у період 2011–2020 рр. ринок БАС військового призначення поділяють між собою США, КНР, Ізраїль, РФ, країни Латинської Америки, Велика Британія, Італія та Франція. Співвідношення часток світового ринку БАС за період 2011–2020 рр. можна навести так:

США – 56 %;

КНР – 12 %;

Ізраїль – 9 %;

РФ – 8 %;

країни Латинської Америки – 6 %;

Велика Британія – 3 %;

Італія – 2 %;

Франція – 2 %.

Експерти компанії “Jane’s” висловлюють думку про те, що США найближчі 10 років залишаться найвпливовішим «гравцем» на даному ринку, а їхні БАС будуть найтехнологічнішими.

### **1.5. Сучасний стан та забезпечення функціонування безпілотних повітряних суден в Україні**

*Порядок використання повітряного простору безпілотними повітряними суднами.*

Відповідно до вимог пункту 4 розділу II Правил використання повітряного простору, польоти безпілотних повітряних суден масою до 20 кг включно виконуються без подання заявок на використання повітряного простору, без отримання дозволів на використання повітряного простору, без інформування органів управління Повітряних Сил Збройних Сил України та органів об'єднаної цивільно-військової системи (ОЦВС) організації повітряного руху України, органів Державної прикордонної служби України, органів обслуговування повітряного руху (ОПР) та відомчих органів управління повітряним рухом (УПР), за умови дотримання таких вимог [24]:

- 1) польоти виконуються без перетинання державного кордону України;
- 2) польоти виконуються поза межами встановлених заборон та обмежень використання повітряного простору, крім випадків, установлених Положенням про використання повітряного простору;
- 3) польоти виконуються не ближче ніж 5 км від зовнішніх меж злітно-посадкових смуг аеродромів або не ближче ніж 3 км від зовнішніх меж злітно-посадкової смуги ЗПМ/вертодромів, крім випадків узгодження з експлуатантом аеродрому/ЗПМ/вертодрому;
- 4) польоти виконуються не ближче за 500 м від пілотованих повітряних суден;
- 5) польоти не виконуються над:
  - скупченням людей на відкритому просторі та над місцями щільної забудови;
  - об'єктами (зонами), які визначені Міністерством оборони України, Міністерством інфраструктури України, Міністерством внутрішніх справ України, Державною прикордонною службою України, Службою безпеки України, Національною поліцією України, Національною гвардією України, Державною фіскальною службою України, Службою зовнішньої розвідки України, Управлінням державної охорони України, іншими військовими формуваннями та правоохоронними структурами, утвореними відповідно до законів України, та відносно яких здійснюється охорона / державна охорона (за умови позначення території навколо цих об'єктів інформаційними знаками про заборону польотів безпілотних повітряних суден та/або шляхом оприлюднення меж такої

заборони), крім випадків виконання польотів за дозволом зазначених вище повноважних органів;

6) польоти виконуються в межах прямої видимості (VLOS);

7) максимальна висота польоту не вище:

– 120 м над рівнем земної (водної) поверхні поза межами CTR, AFIZ, ATCA, ATCZ, спеціально встановлених зон, іншого спеціально зарезервованого повітряного простору;  
50 м над рівнем земної (водної) поверхні в межах CTR, AFIZ, ATCA, ATCZ, спеціально встановлених зон, іншого спеціально зарезервованого повітряного простору, якщо інформація про фактичний статус елементів структури повітряного простору на час виконання польоту відсутня;

– 50 м над статичними перешкодами на горизонтальній відстані не більше ніж 100 м від таких перешкод, як відхилення від зазначених вище обмежень по висоті, на запит власника такого об'єкта;

8) швидкість польоту безпілотного повітряного судна становить не більше ніж 160 км/год.

В інших випадках польоти безпілотного повітряного судна масою до 20 кг включно та усі без винятку польоти безпілотного повітряного судна масою більше ніж 20 кг виконуються у межах спеціально встановлених зон та маршрутів з дотриманням вимог щодо подання заявок на використання повітряного простору, отримання дозволів та умов використання повітряного простору, інформування органів управління Повітряних Сил Збройних Сил України, органів Державної прикордонної служби України, органів ОЦВС, органів ОПР/УПР.

*Порядок отримання дозволу на використання повітряного простору.*

У випадку необхідності подання заявки та отримання дозволу на використання повітряного простору, що передбачено Авіаційними правилами України «Правила використання повітряного простору України», експлуатантам безпілотних повітряних суден необхідно [25]:

- i. зареєструватись у базі даних Украероцентру;
- ii. після підтвердження реєстрації надати до Украероцентру заявку на використання повітряного простору у форматі RUN. Украероцентром опрацьовуються заявки на використання повітряного простору тільки від користувачів повітряного простору, які зареєстровані в базі даних Украероцентру;
- iii. додати до заявки на використання повітряного простору копії дозволів/погоджень (за необхідності).

Після подання заявки на використання повітряного простору користувачі повітряного простору отримують електронного листа з інформацією щодо включення заявки до плану використання повітряного простору, що є дозволом на використання повітряного простору, або про заборону використання повітряного простору із вказаною причиною заборони.

У випадку, якщо Правилами передбачено подання заявки на використання повітряного простору, користувачі повітряного простору можуть здійснювати польоти безпілотних повітряних суден тільки після отримання дозволу на використання повітряного простору (тобто, отримання інформації про включення заявки на використання повітряного простору до плану використання повітряного простору), запиту та отримання умов використання повітряного простору, інформування органів управління Повітряних Сил Збройних Сил України та, за необхідності, органів Держприкордонслужби України. Відповідні схеми на отримання дозволу та розташування в Україні зон, заборонених для польотів БПС, подані на рис. 1.8 та 1.9 відповідно.

Користувачі повітряного простору, які виконують польоти безпілотних повітряних суден, на підставі поданої заявки та отриманого дозволу на використання повітряного простору зобов'язані організувати оперативний електрозв'язок (зокрема, мобільний) з:

- старшим диспетчером з руху літаків (старшим штурманом) центру організації повітряного руху (ОрПР), у межах району відповідальності якого будуть здійснюватися польоти безпілотних ПС;
- органом управління Повітряних Сил Збройних Сил України, у межах району відповідальності якого будуть здійснюватися польоти безпілотних ПС;
- органами обслуговування повітряного руху та відомчими органами управління повітряним рухом – у випадку виконання польотів у межах зон їх відповідальності;
- з органами Державної прикордонної служби України – у випадку виконання польотів у межах зони з особливим режимом використання повітряного простору, що встановлена вздовж державного кордону України завширшки 25 км углиб території України, за недотримання вимог підпунктів 1 – 8 пункту 4 розділу II Правил, або коли маса безпілотного ПС перевищує 20 кг, з метою інформування про діяльність із використання повітряного простору;



Рис. 1.8. Схема отримання дозволу на використання повітряного простору безпілотними повітряними суднами в Україні (за матеріалами сайту <https://avia.gov.ua/>)

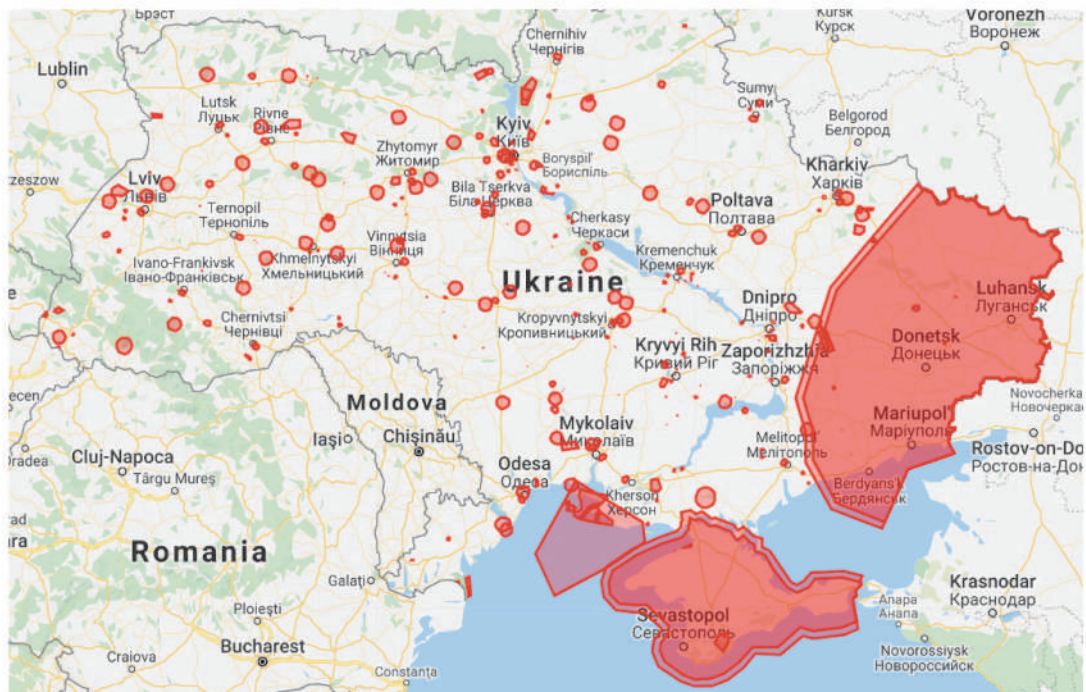


Рис. 1.9. Розташування заборонених для польотів БПС зон на території України (за матеріалами сайту <https://avia.gov.ua/>)

- не пізніше ніж за одну годину до початку польотів безпілотних ПС шляхом здійснення запиту про дозвіл та умови використання повітряного простору, що визначаються центром ОрПР, у межах якого будуть здійснюватися польоти безпілотних ПС, або Украероцентром та надаються користувачеві не пізніше ніж за 30 хвилин до початку польотів;
- за 10 хвилин до запланованого часу початку польотів шляхом інформування органу управління Повітряних Сил ЗС України та центру ОрПР, у межах районів відповідальності яких будуть здійснюватися польоти безпілотних ПС, про початок польотів безпілотних ПС, про їх відміну або перенесення початку польотів;
- протягом 5 хвилин від фактичного часу настання наступних подій – про закінчення польотів або перерву в польотах тривалістю понад одну годину;
- негайно – при виникненні аварійного стану з безпілотними ПС, авіаційної події, істотного інциденту або інциденту, надзвичайної події (зокрема щодо втрати лінії керування та контролю або переходу безпілотного ПС у неконтрольований політ), актів незаконного втручання в керування безпілотних ПС та випадків з ознаками порушень порядку використання повітряного простору України.

Для виконання польотів у межах зон тимчасових обмежень використання повітряного простору, встановлених відповідно до NOTAM, додатково, не пізніше ніж за одну годину до початку польотів безпілотних ПС, експлуатантом безпілотних ПС через Украероцентр запитується дозвіл на виконання таких польотів від органів, в інтересах яких встановлені ці обмеження.

Якщо з метою виконання польотів безпілотних ПС планується активація зон тимчасово зарезервованого повітряного простору (УКТ-зони), зон обмежень польотів (УКР-зони) та небезпечних зон (УКД-зони), заявка на використання повітряного простору цих зон подається юридичною/ фізичною особою, в інтересах якої встановлені зазначені зони.

*Рекомендації дистанційним пілотам.*

Дистанційні пілоти мають бути ознайомлені з відповідними національними нормами з питань безпеки, конфіденційності, захисту інформації, страхування, охорони навколишнього середовища та пам'ятати про відповідальність за здійснення кожного польоту.

Перед початком роботи дистанційний пілот має [26]:

- перебувати в такому фізичному та психічному стані, який би забезпечував безпечну експлуатацію безпілотних повітряних суден, не мати захворювань і

травм, які зумовлюють тимчасову або постійну втрату працездатності, та таких, що можуть призвести до раптової неможливості керувати БПС;

- бути ознайомленим з інструкцією користувача БПС;  
отримати оновлену інформацію щодо передбачуваної експлуатації БПС, будь-яких обмежень використання повітряного простору та умов польоту;
- ознайомитися із зоною польотів БПС та перевірити умови, які можуть вплинути на політ БПС, зокрема місцезнаходження людей, майна, транспортних засобів, доріг, перешкод, аеродромів та будь-яких інших елементів, для яких експлуатація БПС може створити загрозу;
- перевірити сумісність погодних умов на момент початку експлуатації та очікуваних погодних умов за весь період експлуатації, визначеним в інструкції виробника;
- перевірити умови освітлення та потенційні джерела електромагнітної енергії, які можуть спричинити небажані ефекти, зокрема електромагнітні перешкоди або фізичні пошкодження обладнання БПС;
- переконатися, що БПС придатне до польотів для безпечного виконання передбачуваного польоту і що його маса, включно з корисним навантаженням та іншими обмеженнями, не перевищують встановлені виробником норми або обмеження та відповідають інструкції виробника;
- переконатись в оновленні даних геоінформування (за наявності такої функції);
- переконатися, що БПС має достатню рухову енергію для запланованої експлуатації і на випадок непередбачуваних ситуацій.

Під час польоту дистанційному пілоту необхідно:

- забезпечити безпечну експлуатацію БПС щодо третіх осіб на землі та в повітрі шляхом підтримання БПС на безпечній відстані від осіб, тварин, майна, транспортних засобів, аеродромів та користувачів повітряного простору;
- уникати маневрів, які загрожують безпечній експлуатації БПС, та припинити політ у разі виникнення небезпеки для третіх осіб;
- керувати БПС у межах обмежень, установлених інструкціями виробника;
- проводити постійне ретельне спостереження за повітряним простором навколо БПС для відстеження інших повітряних суден з метою забезпечення безпеки польотів;
- одночасно керувати лише одним БПС;
- дотримуватися встановлених заборон та обмежень використання повітряного простору;

- не використовувати БПС для скидання будь-яких предметів або перевезення небезпечних вантажів, зброї, вибухових речовин і пристроїв, інших предметів, що можуть використовуватися для здійснення акту незаконного втручання, за винятком предметів і речовин, що використовуються у сільськогосподарській, садівничо-лісовій діяльності та перевезення цих предметів не суперечить вимогам законодавства;
- не здійснювати польоти поблизу або усередині районів, де здійснюється розслідування авіаційних подій або ліквідація наслідків з надзвичайних ситуацій, крім випадків наявності відповідних повноважень.

### Список використаних джерел

1. Повітряний кодекс України. Відомості Верховної Ради України. Затверджений 19.05.2011 року р., №25.
2. Підсумки діяльності авіаційної галузі України. Розділ «Новини». [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: [//www.avia.gov.ua](http://www.avia.gov.ua) – Назва з екрана.
3. Матійчик М. П., Юн Г. М. Аналіз виробничих процесів «малої авіації» за транспортною складовою: зб. наук. праць Київського університету економіки і технологій транспорту (КУЕТТ). Сер. Економіка і управління. Вип. 11. 2008. С. 154–162.
4. Сарымсаков Х. Г. Сельскохозяйственные самолеты. М.: Машиностроение, 1979. С. 43–64.
5. Деревянко В. С. Применение авиации в отраслях экономики. Краснодар: Сов. Кубань, 2002. С. 13–28.
6. Матійчик М. П., Юн Г. М., Михайлов Г. М. Економічна ефективність захисту рослин за допомогою безпілотних літальних апаратів: зб. наук. праць Київського університету економіки і технологій транспорту (КУЕТТ). Сер. Економіка і управління. Вип. №9. 2007. С. 175 – 181.
7. Висоцька І. І., Герасименко І. М., Качало І. А. Розвиток авіації спецпризначення як складової авіатранспортної галузі. *Формування ринкових відносин в Україні*: зб. наук. праць. Вип. 3 (130) / Наук. ред. І.Г. Манцуров. К., 2012. С. 107 – 110.
8. Електронний ресурс: Past Projects: Altair UAV Technology Demonstrator. Режим доступу до джерела: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Altair/index.html>.
9. Convention on International Civil Aviation. Doc ICAO 7300. Доступ до джерела: <https://www.icao.int/publications/pages/doc7300.aspx>.
10. Global Air Traffic Management Operational Concept. Doc ICAO 9854. [https://www.icao.int/Meetings/anconf12/Document%20Archive/9854\\_cons\\_en%5B1%5D.pdf](https://www.icao.int/Meetings/anconf12/Document%20Archive/9854_cons_en%5B1%5D.pdf).

11. Повітряний кодекс України. Голос України від 18.06.2011. № 110. Затверджений 19.05 2011 року; пункти:1.2.2; 1.2.3; 1.2.14.
12. Одиннадцатая аэронавигационная конференция. Монреаль. 22 сентября – 3 октября 2003 года. Доступ до джерела: [https://www.icao.int/Meetings/AMC/MA/Eleventh%20Air%20Navigation%20Conference%20\(ANConf11\)/anconf11\\_wp138\\_ru.pdf](https://www.icao.int/Meetings/AMC/MA/Eleventh%20Air%20Navigation%20Conference%20(ANConf11)/anconf11_wp138_ru.pdf).
13. Циркуляр 328-AN/190 ІКАО. Беспилотные авиационные системы: CIR328; ISBN 978-92-9231-780-5; 999 University Street, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7 ©ИКАО, 2011; 66.c. Режим доступу до джерела: [www.icao.int](http://www.icao.int).
14. Кучерявий А. А. Бортовые информационные системы: курс лекций / под ред. В. А. Мишина, Г. И. Ключева. 2-е изд. перераб. и доп. Ульяновск: Ул ГТУ, 2004. 504 с.
15. О совершенствовании классификации авиационных работ по видам и их назначению. Приказ МГА № 125. – М.: МГА, 1982. 3 с.
16. Наставление по производству полетов в гражданской авиации СССР (НПП ГА-85). Утверждено Приказом № 77 Министра ГА СССР от 8 апреля 1985. 211 с.
17. Наставление по штурманской службе в гражданской авиации СССР (НШС ГА-86). Утверждено Министром ГА Бугаевым Б. П. от 10.07.1985. 315 с.
18. Електронний ресурс: [www.avia.gov.ua](http://www.avia.gov.ua) // ДАА України. - Назва з екрана.
19. Матійчик М. П. Організація і технологія авіаційних аерофотозйомочних робіт: курс лекцій. Київ: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ- друк», 2009. 132 с.
20. Ганин С. М., Карпенко А. В. Беспилотные летательные аппараты. Санкт-Петербург: Невский бастион – Гангут, 1999. 160 с.
21. Матійчик М. П., Боголюбов В. М. Ретроспективи та сучасні проблеми застосування малогабаритних радіокерованих літальних апаратів. Київ. Наукові записки НаУКМа, 1999. Т9. С. 371–377.
22. Marc Deli. Unmanned Aerial Vehicles. *Unmanned Aerial Vehicles and Targets*. IHS Jan'es. IHS Global Limited 2010. P 28–380.
23. RPAS. Remotelli piloted aircraft sustems. The Global perspective. 2012/2013.10th Edition. June 2012 - Bluenburgh & CO. [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: [www.uvs-info.com](http://www.uvs-info.com).
24. Державна авіаційна служба України. Безпілотні повітряні судна. [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: <https://avia.gov.ua/bezpilotni-povitryani-sudna-2/>.
25. Державна авіаційна служба України. Безпілотні повітряні судна. [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: <https://avia.gov.ua/poryadok-podannya-zayavok-na-vikoristannya-povitryanogo-prostoru/>.

26. Державна авіаційна служба України. Безпілотні повітряні судна. [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: <https://avia.gov.ua/zagalni-rekomendatsiyi-distantijnim-pilotam-mps/>

## Розділ 2. ДОСЛІДЖЕННЯ ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНИХ ТА ІНШИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПІЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

### 2.1. Оцінювання основних льотно-технічних характеристик безпілотного літака М6-3Т для перевезення малих цінних вантажів

Безпілотне повітряне судно М6-3Т «Жайвір» (рис. 2.1) призначене для перевезення цінних вантажів масою до 4 кг на відстань до 700 км у виділеному повітряному просторі на висотах до 1200 м та за температур від мінус 20 °С до плюс 40 °С. Обмеження по зустрічному вітру – до 20 м/с, а боковому – 8 м/с.

Застосування БПС М6-3Т для перевезень передбачається в межах чинної інфраструктури цивільної авіації. Основний режим керування – автоматичний. Вирулювання на ЗПС та зарулювання на стоянку виконуються в ручному режимі дистанційним пілотом.



Рис. 2.1. Вигляд  $\frac{3}{4}$  справа на БПС М6-3Т «Жайвір»

**Стисла технічна характеристика борту БПС М6-3Т.** Безпілотне повітряне судно М6-3Т «Жайвір» – це одномоторний вільнонесучий середньоплан з V-подібним хвостовим оперенням (рис. 2.2). Силкові частини планера виготовлені переважно зі скло- та вуглепластика; найбільш навантажені елементи конструкції виконані з алюмінієвих сплавів.

Фюзеляж – напівмонокок із тришаровою силовою обшивкою. Між шпангоутами фюзеляжу розташовані основні системи БПС. Верх фюзеляжу закритий панелями, на яких розташовані радіоелектронне обладнання, приймачі сигналів та рятувальний парашут. Дане обладнання закрите верхніми кришками – гаргротами. Середній гаргрот закриває відсік спеціального вантажного контейнера. Передній шпангоут – силовий. Із протилежного боку переднього шпангоута розташований блок запалювання двигуна.

Шасі літака триопорне, воно не ховається, та оснащено передньою керованою опорою. Колеса шасі обертаються на кулькових підшипниках. Для зниження шкідливого

аеродинамічного опору передбачено обтічники коліс. Ресора основної опори виконана зі склоровінгу, ресора передньої опори – з матеріалу Д16Т.

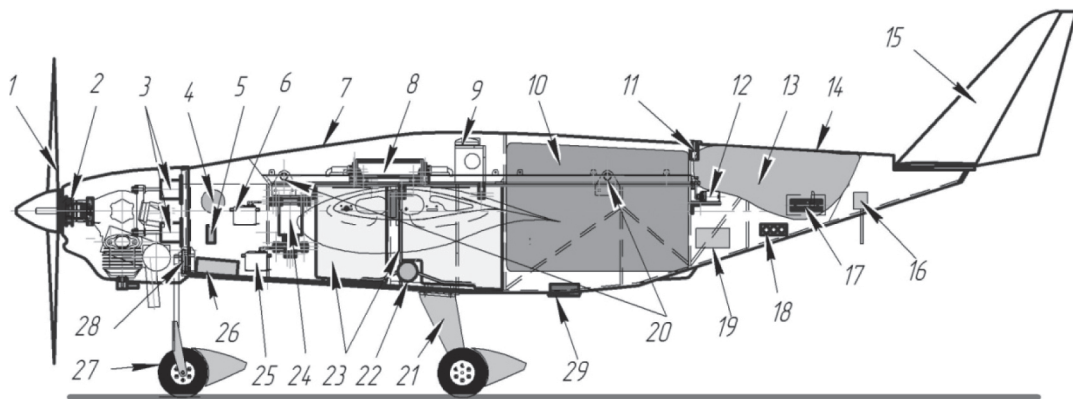


Рис. 2.2. Основні функціональні елементи та блоки БПС М6-3Т «Жайвір»: 1 – повітряний гвинт; 2 – електрогенератор; 3 – сайлент-блоки двигуна; 4 – витратомір палива; 5 – бортова заправна станція; 6 – сервопривід дроселя; 7 – передній гаргрот; 8 – польотний контролер; 9 – приймачі сигналів; 10 – спеціальний вантажний контейнер; 11 – сервопривід відкриття заднього гаргрота; 12 – сервопривід відчеплення парашута; 13 – рятувальний парашут; 14 – задній гаргрот; 15 – хвостове оперення; 16 – блок телеметрії та бортова антена модема телеметрії; 17 – сервоприводи хвостового оперення; 18 – панель вимикачів, індикаторів та електророз’ємів; 19 – акумуляторні батареї; 20 – петлі кріплення спускових строп парашута; 21 – головна опора шасі; 22 – паливний фільтр; 23 – паливні баки; 24 – бортовий блок живлення; 25 – сервопривід повороту переднього колеса; 26 – блок електронного запалювання двигуна; 27 – передня опора шасі; 28 – механізм повороту передньої опори шасі; 29 – посадковий висотомір

Крило однолонжеронної конструкції складається з двох знімних площин. Полиці лонжеронів крила виконані зі склоровінгу. Обшивка жорстка та виконана двошаровою; зовнішній шар – зі склотканини. Механізація крила складається з двох секцій простого закрилка. Елерони також можуть виконувати функцію закрилків (режим флаперона). Хвостове оперення V-подібне; стабілізатор однолонжеронний з наповнювачем та жорсткою обшивкою; зовнішній шар – зі склотканини; рулі безлонжеронні та технологічно виконані аналогічно стабілізатору.

Силова установка (СУ) включає в себе поршневий одноциліндровий двигун MVVS-50 IRS із трилопатеvim повітряним гвинтом постійного кроку. Двигун – бензиновий, карбюраторний, двотактний, повітряного охолодження; закріплений на штатній моторамі через сайлент-блоки до силового шпангоута. Відсік двигуна у фюзеляжі відділений протипожежною перегородкою – шпангоутом. Запуск двигуна – від приставного електростартера. Паливо розміщується у фюзеляжі у двох баках загальним об’ємом 8 л,

з'єднаних паливопроводами. Паливна система оснащена протічним паливним фільтром. Заправлення паливних баків виконується з допомогою зовнішнього шестерінчастого електронасоса.

Живлення електричної бортової системи здійснюється від штатної бортової акумуляторної батареї номінальною напругою 14–16В, ємністю 2,5А · год, а також від штатного електрогенератора, який приводиться від колінчастого вала двигуна. Проводка складається з сигнальних та силових ліній, з'єднаних у комбіновані кабелі.

Керування БПС М6-3Т здійснюється в автоматичному, напівавтоматичному та ручному режимах. Основний режим – автоматичний. Бортова частина системи керування БПС М6-3Т складається з необхідних датчиків, блоків отримання та оброблення інформації, польотного контролера, телеметричного прийомопередавача лінії зв'язку та контролю, антенного пристрою, а також сервоприводів керма напрямку, керма висоти, флаперонів, закрилків, сервоприводу керування дроселем двигуна силової установки, сервоприводів керування випуском та відчіплення рятувального парашута. Штатне цільове навантаження – спеціальний вантажний контейнер для вантажу до 4 кг.

У процесі виконання випробувальних польотів на зразку транспортного БПС М6-3Т виявлено певні відхилення від розрахункових значень ЛТХ. Відповідно виникла потреба встановити причини цих відхилень та надати рекомендації з їх коригування; оцінювання відхилень проводилося розрахунковим та експериментальним методами.

Розрахунок окремих ЛТХ виконаний на основі визначених режимів, а саме: зльоту, набору висоти, крейсерського польоту, координованих розворотів на маршруті, втрати висоти та посадки.

Для розрахунку ЛТХ зразка застосовано такі вхідні дані:

- діапазон експлуатаційних швидкостей: 20 – 45 м/с;
- САХ крила – 0,261 м.

Для даного польоту обрана крейсерська швидкість дорівнює 33 м/с. Оскільки розрахунки проводяться для МСА, то число Re для даних характерних швидкостей дорівнює:

$$Re_{vSI} = 70 \cdot V_{SI} \cdot b = 70 \cdot 20 \cdot 261 = 365\,400.$$

Відповідно для швидкостей  $V_C$  та  $V_{NO}$  число Re дорівнює:

$$Re_{vC} = 70 \cdot 33 \cdot 261 = 602\,910;$$

$$Re_{vNO} = 70 \cdot 45 \cdot 261 = 822\,150,$$

де  $V_{SI}$  – мінімальна експлуатаційна швидкість польоту;  $V_C$  – крейсерська швидкість польоту;  $V_{NO}$  – максимальна експлуатаційна швидкість.

У крилі літака застосовано профіль *Wortmann FX61-184* [1]. Значення якості  $K_{\max}$  вказаного профілю для даних чисел  $Re$  такі:  $K_{\max V_{SI}} = 70$  та  $K_{\max V_{NO}} = 130$ .

**Оцінювання профільної якості на режимі.** Для розрахунків беремо величини щодо числа  $Re_{V_{NO}}$ . Відповідно для даного профілю при  $K_{\max} = 130$ , коефіцієнт піднімальної сили дорівнює  $C_y = 1,6$ , а коефіцієнт опору:  $C_x = 0,0123$ . Літак має кут встановлення крила  $0^\circ$ , тому обраний режим польоту для нього характерний кутом атаки  $0^\circ$ , що також, згідно зі схемою літака, відповідає кутові тангажа в  $0^\circ$ . Для кута атаки  $0^\circ$  коефіцієнти (профільні) дорівнюють:  $C_y = 0,7$  та  $C_x = 0,009$ .

Профільна аеродинамічна якість на режимі:  $K_{пр} = C_y / C_x = 78$  (за даними рис. 2.3).

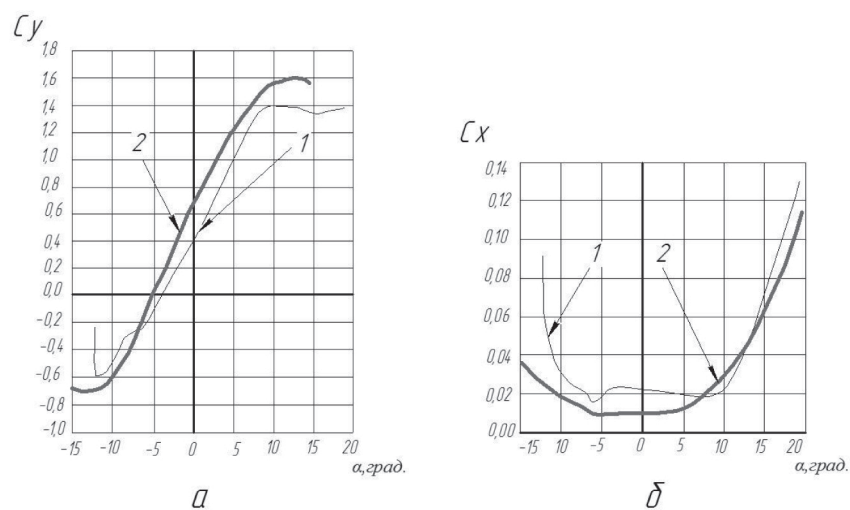


Рис. 2.3. Значення коефіцієнтів  $C_y$  та  $C_x$  профілю *Wortmann FX61-184* для різних чисел  $Re$ :  
лінія 1 – мінімальне значення за швидкістю літака; лінія 2 – максимальне значення за швидкістю літака

Усі наведені вище значення належать до крила нескінченного розмаху. У табл. 2.1 наведено основні геометричні характеристики профілю *Wortmann FX61-184* [2].

Таблиця 2.1

#### Основні геометричні характеристики профілю *Wortmann FX61-184*

Параметр	$\bar{c}$	$\bar{x}_c$	$\bar{f}$	$\bar{x}_f$
Значення	0,184	0,371	0,032	0,629

**Примітка:**  $\bar{c}$  – відносна товщина профілю;  $\bar{x}_c$  – відносна координата положення максимальної товщини;  $\bar{f}$  – відносна кривизна профілю;  $\bar{x}_f$  – відносна координата положення максимальної кривизни.

Аеродинамічну компоувальну схему літака показано на рис. 2.4.

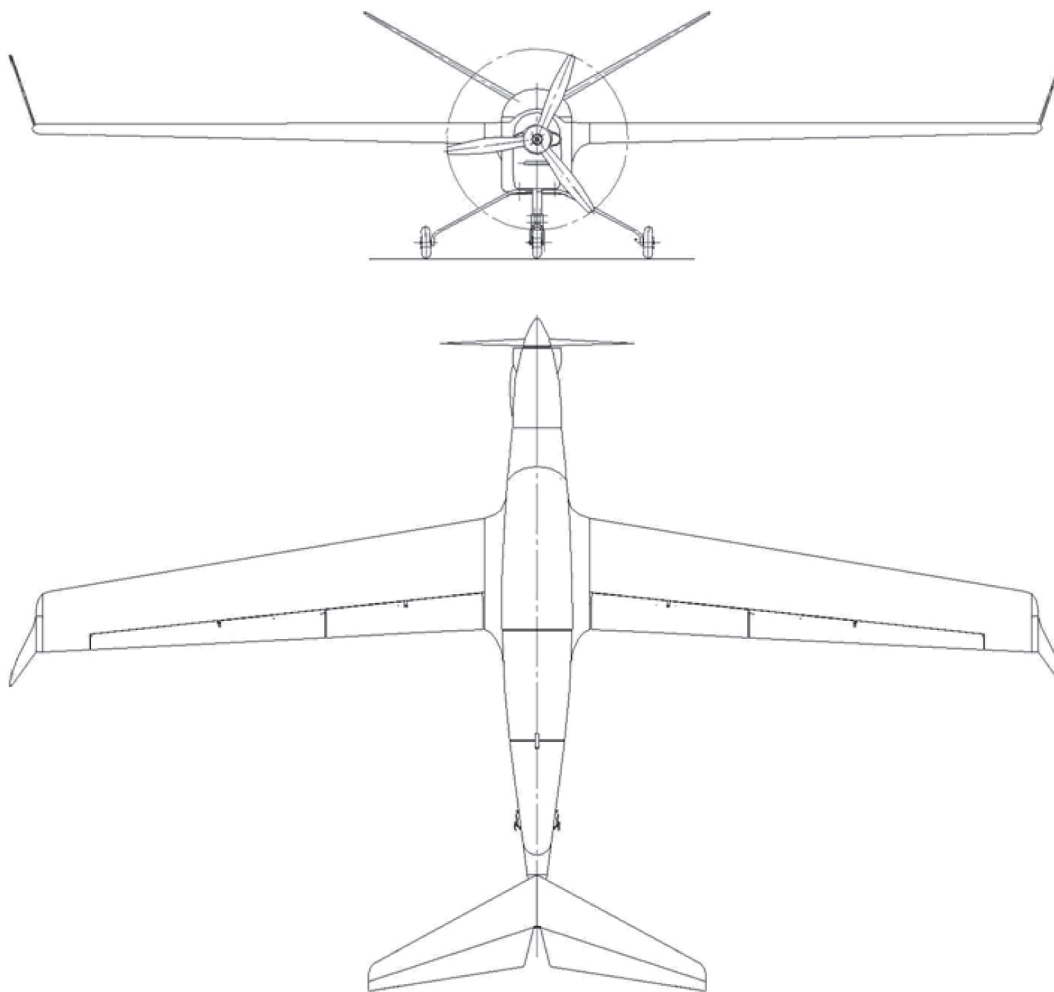


Рис. 2.4. Аеродинамічна схема безпілотного транспортного літака М6-3Т (проекції)

Як видно з рис. 2.4, крило літака оснащено простим закрилком та флаперонами, а також вінглетами, виставленими вздовж потоку та розвернутими назовні щодо вертикалі на кут  $18^{\circ}40'$ . Основні дані крила наведені в табл. 2.2.

Таблиця 2.2

**Основні геометричні дані крила безпілотного транспортного літака М6-3Т**

Повна площа крила (розрахункова)	м <sup>2</sup>	0,706
Повний розмах крила	м	3,0
Середня аеродинамічна хорда крила	м	0,261
Видовження крила	од.	11,5

Кінцева хорда	м	0,168
Коренева хорда (у площині симетрії М6-3Т)	м	0,332
Звуження крила	од.	1,976
Кут установлення крила (по бортовій нервюрі)	град	0°
Кут поперечного «V» (по задній кромці крила)	град	0,8°
Кут стрілоподібності крила:		
– по передній кромці	град	9°30'
– по задній кромці	град	2°53'
– по лінії фокусів	град	7°50'
Площа флаперонів	м <sup>2</sup>	0,08
Площа закрилків	м <sup>2</sup>	0,08

**Оцінювання аеродинамічної якості крила.** За даними табл. 2.1 та 2.2, а також за даними джерел [3] та [4] розраховано аеродинамічну якість крила БПС М6-3Т з урахуванням відповідних шкідливих опорів.

Коефіцієнт опору крила розраховувався за формулою:

$$C_{xa.кр} = C_{xa.p} + \sum \Delta C_{xa} , \quad (2.1)$$

де  $C_{xa.кр}$  – коефіцієнт профільного опору;  $\sum \Delta C_{xa}$  – сума шкідливих опорів крила.

Коефіцієнт профільного опору визначався за виразом:

$$C_{xa.p} = 0,925k_1C_f\eta_c\eta_M , \quad (2.2)$$

де  $k_1$  – коефіцієнт, що враховує наявність/відсутність гондол (мотогондол) на крилі;  $C_f$  – коефіцієнт тертя плоскої пластинки;  $\eta_c$  – коефіцієнт, що враховує перехід від плоскої пластинки до профілю крила;  $\eta_M$  – коефіцієнт, що враховує вплив стискання повітря на профільний опір.

Для визначення коефіцієнта  $C_f$  застосовано припущення, що для ламінаризованого профілю *Wortmann* FX61-184 точка переходу ламінарного обтікання в турбулентне приблизно знаходиться в точці максимальної товщини, тобто:

$$\bar{x}_T \approx \bar{x}_c .$$

Коефіцієнт  $C_f$  визначено з формули:

$$C_f = C_{fл} \bar{x}_m + C_{fm}(1 - \bar{x}_m), \quad (2.3)$$

де  $C_{fл}$  – коефіцієнт тертя в умовах ламінарного обтікання;  $C_{fm}$  – коефіцієнт тертя в умовах турбулентного обтікання.

Коефіцієнт  $C_{fл}$  обчислено за формулою [5]:

$$C_{fл} = 1,328\sqrt{Re_l}. \quad (2.4)$$

Число  $Re_l$  для ламінарної течії визначено зі співвідношення:

$$Re_l = V_{кр} CAx \bar{x}_m \nu, \quad (2.5)$$

де  $\nu$  – кінематичний коефіцієнт в'язкості повітря.

Коефіцієнт  $\eta_c$  знайдено залежно від максимальної відносної товщини профілю з графіка, зображеного на рис. 2.5.

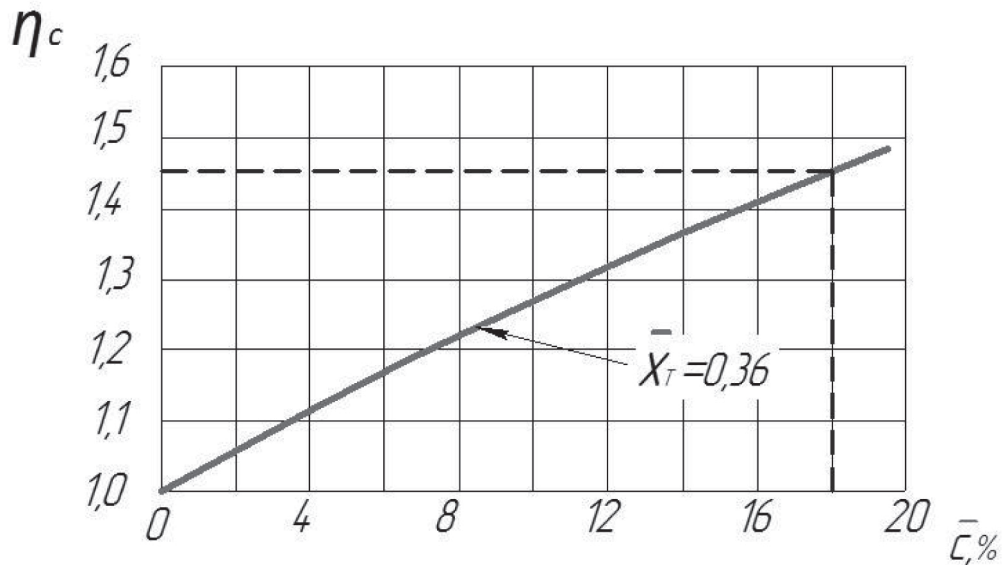


Рис. 2.5. Знаходження значення коефіцієнта  $\eta_c$

Коефіцієнт  $\eta_M$  знаходили з графіка на рис. 2.6.

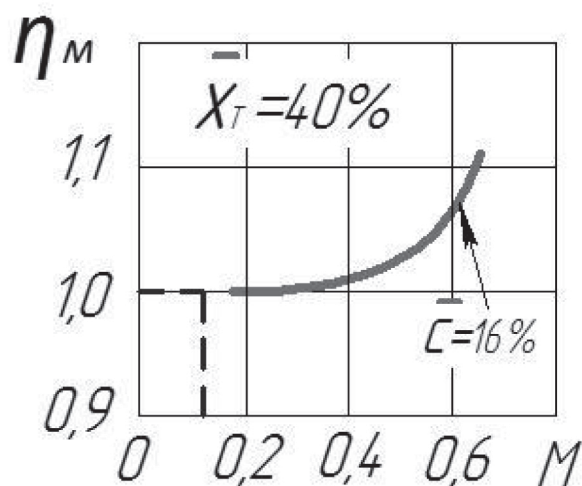


Рис. 2.6. Знаходження значення коефіцієнта  $\eta_M$

У результаті обчислень за формулою (2.2) коефіцієнт профільного опору набув такого значення:  $C_{xа,р} = 0,008$ . Для розрахунку візьмемо значення 0,0085 у зв'язку з тим, що коефіцієнт профільного опору, отриманий із графіка (рис. 2.3, б), досягає значення 0,009.

Надалі обчислювалися шкідливі опори, що виникають на реальному крилі. До них належать:

- шкідливі опори від щілин закрилків та флаперонів;
- опір від приймача повітряного тиску та його кронштейна (на правому крилі);
- кронштейни підвіски закрилка та флаперонів;
- щілини між половинками крила та бортовою нервюрою;
- опір від виступаючих головок гвинтів кріплень кришок, люків тощо;
- опір від важелів та тяг приводу рухомих поверхонь крила.

Обчислення  $C_{x,шк}$  проводилося за методикою, наведеною в джерелі [6]. Також до уваги брався індуктивний опір, що виникає внаслідок перетікання потоку з-під крила над його поверхнею в місці закінцівки з наступним утворенням шкідливого вихору. Коефіцієнт індуктивного опору розраховувався за формулою [7]:

$$C_{xi} = \frac{C_{y\alpha}^2}{\pi\lambda_{еф}}, \quad (2.6)$$

де  $C_y$  – коефіцієнт піднімальної сили на куті атаки  $0^\circ$ ;  $\lambda_{еф}$  – ефективне видовження крила.

Ефективне видовження крила визначали з формули:

$$\lambda_{еф} = \frac{\lambda}{1-\sigma}, \quad (2.7)$$

де  $\sigma$  – врахування геометрії крила (видовження  $\lambda$ , звуження  $\eta$  та кут стрілоподібності  $\chi$ ).

Величину  $\sigma$  знайдено з формули:

$$\sigma = 0,02 \frac{\lambda}{\cos \chi} \left( 3,1 + \frac{14}{\eta} + \frac{20}{\eta^2} + \frac{8}{\eta^3} \right). \quad (2.8)$$

Проте дане оцінювання індуктивного опору є неповним, оскільки не враховує застосування в даній конструкції вінглета – маленького крильця типу *Whitcomb*, що встановлене на закінцівці та має симетричний тонкий профіль. За даними джерела [8], застосування крильця *Whitcomb* дозволяє на 4–9 % зменшити індуктивний опір, особливо для режимів зльоту та підйому. Для режиму крейсерського польоту було обрано зниження індуктивного опору на 5 %, тобто застосовано множення отриманого значення  $C_{xi}$  на коефіцієнт 0,95. Також було враховано інтерференційний опір (вплив) спряження між крилом та фюзеляжем. Даний опір характеризується коефіцієнтом  $C_{x,інтерф}$ .

Оскільки середня частина крила обдувається повітряним гвинтом, було введено коефіцієнт опору від обдування, який зі статистики вибрали на рівні:  $C_{x.обд} = 0,0003$ . Результати розрахунку сумарного  $C_x$  крила наведені в табл. 2.3.

Таблиця 2.3

### Результати розрахунків $\Sigma C_x$ та аеродинамічної якості крила М6-3Т

Коефіцієнт	Крило М6-3Т
$C_{x.a.p}$	0,0085
$C_{x.i}$	0,0032
$C_{x.шк}$	0,00286
$C_{x.інтерф}$	0,00004
$C_{x.обд}$	0,0003
$\Sigma \Delta C_{x.a. сум}$	0,0149
$K_{кр}$	0,7/0,0149 $\approx$ 47

Як видно з табл. 2.3, розрахункова аеродинамічна якість крила зразка транспортного БПС М6-3Т знаходиться в межах 47 од.

**Оцінювання повної аеродинамічної компоновки літака М6-3Т.** Коефіцієнт опору для V-подібного хвоста обрано таким:

$$C_{x.V.оп} = 0,01.$$

З урахуванням особливостей обводів фюзеляжу, а саме, прямі бокові стінки, скошена нижня поверхня хвостової балки, а також плоске днище, обраний коефіцієнт опору даного фюзеляжу набув значення:

$$C_{x.ф} = 0,017.$$

Отримані дані з коефіцієнтів опорів зведені у відповідну відомість (табл. 2.4).

Таблиця 2.4

### Відомість шкідливих коефіцієнтів опорів

№ з/п	Назва частини	Кількість	Площа/мідель, м <sup>2</sup>	$\Sigma$ площа/мідель, м <sup>2</sup>	$C_{xa}$	$C_{xa}S_i$
1	Крило	1	0,706	0,706	-	0,0149
2	Фюзеляж	1	1,0/0,052	1,0/0,052	-	0,017
3	Шасі:					
	колеса	3	0,0021	0,0063	0,07	0,00045
	передня опора	1	0,003	0,003	1,5	0,01
	головна опора	1	0,0088	0,0088	1,1	0,004
4	Хвостове оперення	1	0,146	0,146	0,008	0,01
5	Окремі деталі:					
	антена телеметрії	1	0,00085	0,00085	0,012	0,000012
	випускні труби глушника	2	0,00061	0,00122	0,02	0,000018
	Разом:					$\Sigma C_{xa} = 0,057$

Таким чином, аеродинамічна якість даного зразка БПС М6-3Т на куті атаки  $\alpha = 0^\circ$  та з шасі, що не ховається, дорівнює:

$$K_{\alpha 0, \text{ш}} = C_y / \Sigma C_{xa} = 0,7 / 0,055 = 12,41 \text{ од.}$$

Для конфігурації, коли шасі буде заховано, аеродинамічна якість БПС М6-3Т дорівнюватиме:

$$K_{\alpha 0, \text{б.ш}} = C_y / \Sigma C_{xa} = 0,7 / 0,042 = 18,5 \text{ од.}$$

### Визначення необхідних тяг та характерних швидкостей польоту

Характерні швидкості польоту визначалися за вимогами, які висуваються в джерелі [9]. Розрахований коефіцієнт опору М6-3Т  $\Sigma C_{xa} = 0,055$  на куті  $0^\circ$ . Сила опору при 33 м/с на крейсерському режимі (для швидкості  $V_C$ ) дорівнює:

$$X_{VC} = \frac{\rho V^2}{2} C_x S_{\text{кр}} = 1,225 \cdot \frac{33^2}{2} \cdot 0,055 \cdot 0,706 = 1334,025 / 2 \cdot 0,055 \cdot 0,706 = 2,6 \text{ кГс.}$$

Відповідно необхідна тяга на швидкості 33 м/с має бути не менше ніж 2,6 кГс.

Необхідна потужність  $N_{H_{г.п}}$  для горизонтального польоту на заданій швидкості й висоті польоту визначена з відомої формули:

$$N_{H_{г.п}} = \frac{P_{L_{г.п}} V}{75} = \frac{GV}{75K} = 17 \cdot \frac{33}{75} \cdot 12,41 = 0,61 \text{ к. с.} \quad (2.9)$$

### Знаходження характерних швидкостей

Швидкість звалювання визначали з формули:

$$V_S = \sqrt{\frac{2G}{\rho C_{ya, \text{max}} S}} \quad (2.10)$$

При  $C_{ya, \text{max}} = 1,6$  та  $G = 17$  кг швидкість звалювання дорівнюватиме:

$$V_S = \sqrt{\frac{2G}{\rho C_{ya, \text{max}} S}} = 15,67 \text{ м/с.}$$

Швидкість підйому передньої опори:

$$V_R \geq 1,1 V_S = 17,24 \text{ м/с.}$$

Безпечна швидкість зльоту:

$$V_2 \geq 1,1 V_S \geq 17,24 \text{ м/с.}$$

Безпечна швидкість заходу на посадку:

$$V_{REF} \geq 1,3 V_S = 20,37 \text{ м/с.}$$

Безпечна швидкість набору висоти:

$$V_{FTO} \geq 1,3 V_S = 20,37 \text{ м/с.}$$

Мінімальна швидкість (експлуатаційна) усталеного польоту:

$$V_{S1} = 1,3 V_S = \text{взято} - 21 \text{ м/с}.$$

Розрахункову швидкість маневрування визначали за формулою [10]:

$$V_A = \sqrt{\frac{2mg}{C_y \rho S}} \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos \gamma \alpha}} = 25 \text{ м/с}, \quad (2.11)$$

де  $C_y$  – коефіцієнт піднімальної сили на режимі (0,7);  $\rho$  – густина повітря по МСА;  $S$  – площа крила;  $\cos \gamma \alpha$  – косинус дозволеного кута крену ( $30^\circ$ ).

Дистанція розбігу визначена з формули:

$$L_p = \frac{G}{2g} \frac{V_R^2}{(P_{\text{сер}} - fG)}, \quad (2.12)$$

де  $f = 0,05$  – коефіцієнт тертя кочення для твердого ґрунту / неякісної бетонної ЗПС;  $P_{\text{сер}}$  – середня тяга в процесі розбігу, взята рівною тязі на 0,7 швидкості відриву:

Середню тягу в процесі розбігу розраховували за формулою:

$$P_{\text{сер}} = \frac{N_0}{0,7V_R} = 6,62 \text{ кГс}. \quad (2.13)$$

Відповідно розрахована дистанція розбігу БПС М6-3Т дорівнює 45 м (згідно з формулою (2.12)).

Експериментальне оцінювання ЛТХ БПС М6-3Т виконано на підставі телеметричних даних випробувальних польотів, які виконувалися протягом 2017–2018 рр. з метою підтвердження льотної придатності БПС.

Аналіз експериментальних даних проводився з метою:

- оцінювання фактичної тягоозброєності БПС, у тому числі характеристик силової установки та розроблення рекомендацій з підбору розмірів ЗПС і планування злітних режимів;
- оцінювання аеродинамічної якості БПС і розроблення рекомендацій для операторів БПС з планування польоту на етапі автоматичної посадки;
- вимірювання фактичних розмірів ділянки торкання при автоматичній посадці;
- оцінювання швидкісних параметрів БПС М6-3Т на різних режимах польоту.

На рис. 2.7 наведено типові дані БПС М6-3Т на етапі розбігу: швидкості обертання повітряного гвинта 1, поздовжнього перевантаження 2, повітряної швидкості 3, тангажа 4 та відстані від поверхні ЗПС 5. Підйом переднього рульового колеса  $a$  виконується на повітряній швидкості 20,2 м/с, відрив  $b$  – на повітряній швидкості 22,6 м / с.

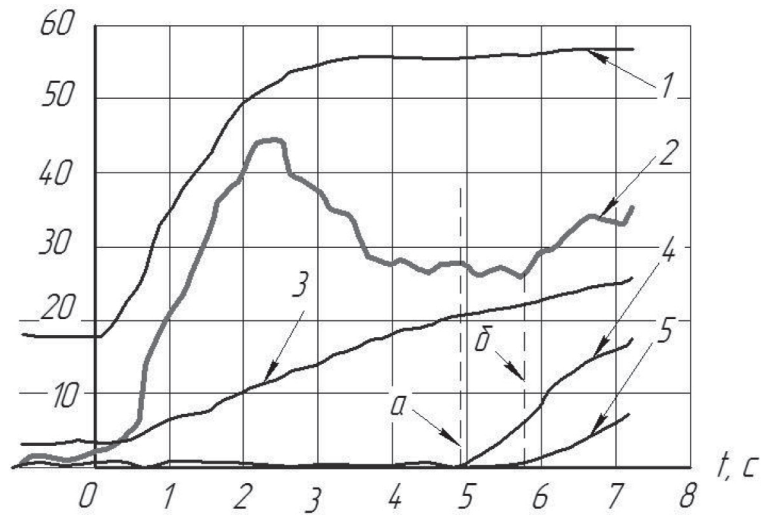


Рис. 2.7. Типові характеристики БПС М6-3Т на етапі розбігу: 1 – швидкість обертання повітряного гвинта (x100 об/хв); 2 – поздовжнє перевантаження (/100); 3 – повітряна швидкість, м/с; 4 – тангаж, град; 5 – висота від поверхні ЗПС за даними лазерного висотоміра, м

На рис. 2.8 наведені типові дані БПС М6-3Т на етапі зльоту, безпечна висота зльоту взята рівною 40 м. Зміни показів барометричної висоти на початку розбігу (а) викликані обдуванням фюзеляжу. Максимальна швидкість обертання повітряного гвинта 5930 об / хв, швидкопідйомність на етапі зльоту сягає 6 м/с. Завершення процедури зльоту (б) після досягнення висоти 40 м супроводжується зняттям заборони на маневрування по курсу, віддалення від початку розбігу становить 230 м.

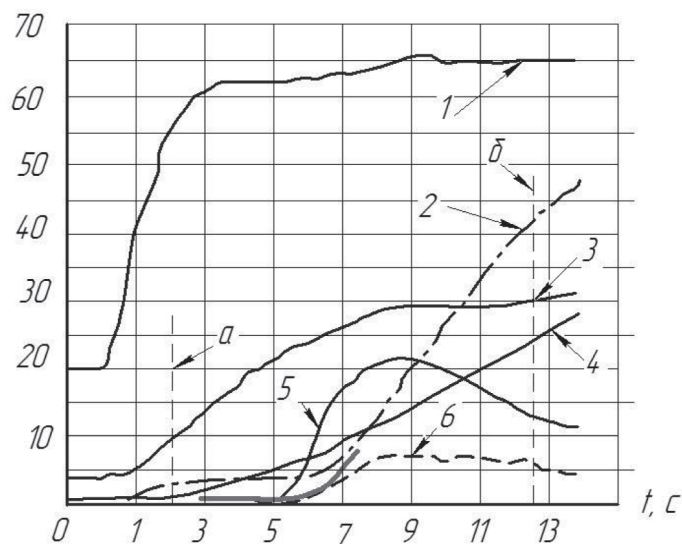


Рис. 2.8. Типові характеристики БПС М6-3Т на етапі зльоту: 1 – швидкість обертання повітряного гвинта (x100 об / хв); 2 – висота за даними баровисотоміра, м; 3 – повітряна швидкість; 4 – відстань від початку розбігу (x10 м); 5 – тангаж, град; 6 – вертикальна швидкість, м/с; крива показів висоти за даними лазерного висотоміра цифрою не позначена

Оцінювання фактичної тягоозброєності виконано на підставі таких даних: поздовжнього перевантаження на етапі розбігу, кута нахилу траєкторії і повітряної швидкості на етапі зльоту, швидкості обертання повітряного гвинта з відомими параметрами (20"x12", профіль RAF-6) [11]. Результати обробки зведені в табл. 2.5. Довжина пробігу і розмір зони зльоту визначалися на підставі шляхової швидкості та за даними супутникової навігаційної системи. Інтегруючи виміряні значення шляхової швидкості, отримуємо фактичні дистанції розбігу, наведені в табл. 2.6, спільно з виміряними значеннями швидкості відриву.

Таблиця 2.5

**Оцінювання тягоозброєності безпілотного повітряного судна М6-3Т**

Тяга за даними поздовжнього перевантаження на етапі розбігу	6,8...8,1 кГс на початку розбігу	5,2...5,7 кГс на швидкості відриву 19,5 м/с	н/д	н/д
Тяга під час набору висоти, за кутом нахилу траєкторії	н/д	н/д	4,7 кГс при кутові нахилу траєкторії 10,2°	6,1 кГс при кутові нахилу траєкторії 14,7°
Розрахункова тяга за виміряною швидкістю обертання гвинта	8,4 кГс при 5470 об/хв на початку розбігу	5,8 кГс при 5640 об/хв на швидкості 19,5 м/с	4,9 кГс при 5900 об/хв на швидкості 26 м/с	6,2 кГс при 6000 об/хв на швидкості 24 м/с

Таблиця 2.6

**Фактичні параметри розбігу безпілотного повітряного судна**

Номер польоту	1	2	3	4
Швидкість зустрічного вітру, м / с	4	6	5	2
Дистанція розбігу, м	54	42	55	57
Повітряна швидкість відриву, м / с	20,4	20,8	21,1	22,6

Таким чином, для БПС М6-3Т зі злітною масою 17 кг можна взяти середнє значення тягоозброєності 0,35. Виходячи з цього значення, при швидкості відриву 20 м/с розрахункова дистанція розбігу становитиме 63 м. Грунтуючись на статистичних даних щодо злітної дистанції, рекомендована зона зльоту визначається параметрами згідно з рис. 2.9.

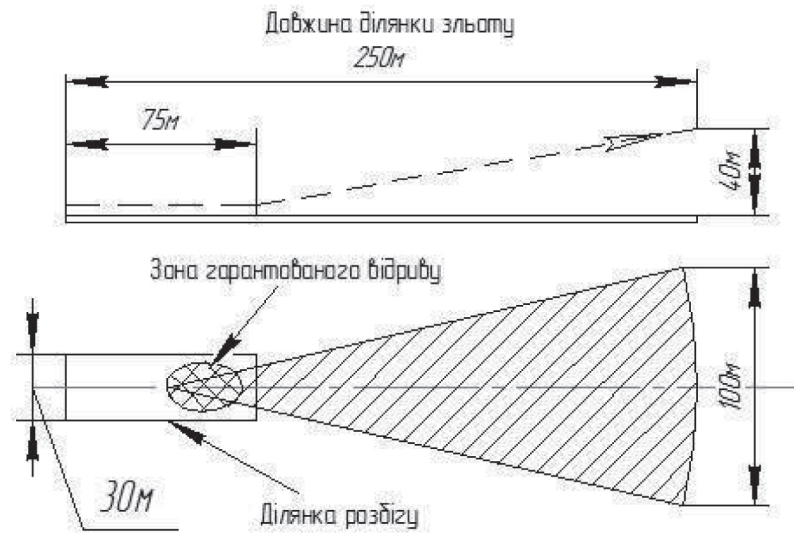


Рис. 2.9. Рекомендована зона зльоту БПС М6-3Т з урахуванням відхилення напрямку зльоту внаслідок бокового вітру

Фактичну аеродинамічну якість БПС М6-3Т оцінювали такими способами:

- у режимі прямолінійного горизонтального польоту – за співвідношенням тяги повітряного гвинта та маси БПС;
- у режимі зниження з нульовою тягою – за співвідношенням горизонтальної та вертикальної швидкостей.

На рис. 2.10 подані типові значення параметрів БПС М6-3Т під час польоту по прямій з повітряною швидкістю 33 м/с, у якому середня швидкість обертання повітряного гвинта становить 5460 об/хв. Розрахункові значення тяги повітряного гвинта за різними моделями [12] складають від 1,3 до 1,6 кгс.

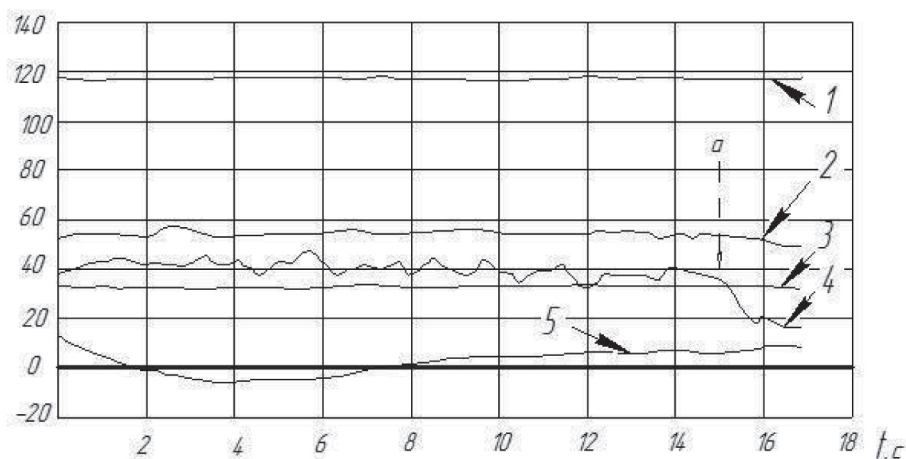


Рис. 2.10. Типовий приклад запису даних горизонтального польоту: 1 – висота, м; 2 – швидкість обертання повітряного гвинта, (об/хв) · 100; 3 – повітряна швидкість, м/с; 4 – кутове положення дроселя двигуна у відсотках відносно максимуму; 5 – курс БПС М6-3 (у момент *a* виконано команду на зменшення швидкості польоту)

На рис. 2.11 наведені типові значення параметрів БПС М6-3Т у режимі зниження при тязі повітряного гвинта поблизу нульового значення (перед торканням ЗПС).

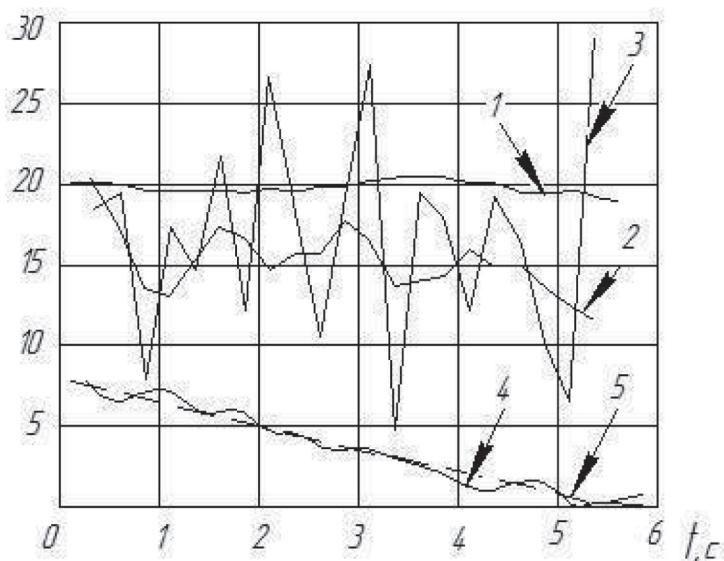


Рис. 2.11. Типовий приклад запису даних польоту зі зниженням та тягою гвинта близько нульового значення: 1 – повітряна швидкість польоту; 2 – вертикальна швидкість за даними оптичного вимірювача; 3 – вертикальна швидкість за даними баровисотоміра; 4 – висота за барометричними даними; 5 – висота за даними оптичного висотоміра

Результати оцінювання аеродинамічної якості БПС М6-3Т розрахунковим та експериментальним методами в різних режимах польоту зведені в табл. 2.7.

Таблиця 2.7

**Оцінювання аеродинамічної якості безпілотного повітряного судна**

Режим польоту БПС М6-3ТМ6-3Т масою 17 кг	Горизонтальна повітряна швидкість, м/с	Вертикальна швидкість, м/с	Швидкість обертання повітряного гвинта, об/хв (середня)	Розрахункове значення тяги повітряного гвинта	Аеродинамічна якість, К
Прямолінійний горизонтальний	33	0	5560	1,3...1,6 кГс	У межах від 0,6 до 13
Прямолінійний горизонтальний	26	0	4920	1,35...1,6 кГс	У межах від 10,6 до 12,6
Прямолінійний зі зниженням	33	3,0	5300	Тяга поблизу нульового значення	11,0
Прямолінійний зі зниженням	26	2,3	4140	Тяга поблизу нульового значення	11,3
Прямолінійний зі зниженням	20	1,56	3320	Тяга поблизу нульового значення	12,8

Отримані основні розрахункові та експериментальні льотно-технічні характеристики БПС М6-3Т для режимів зльоту/посадки та крейсерського польоту на заявленій крейсерській швидкості 33 м/с подано в табл. 2.8.

Таблиця 2.8

**Результати розрахункових та експериментальних оцінок окремих ЛТХ БПС М6-3Т**

Параметр/назва	Позначення	Одиниця вимірювання	Отримане розрахункове значення, $R_{ЛТХ}$	Отримане експериментальне значення, $E_{ЛТХ}$
Аеродинамічна якість	$K_{a0.ш}$	б/р	12,41	Від 10,6 до 13
Швидкість звалювання	$V_S$	м/с	15,67	Не перевищує 15,9 м/с
Швидкість підйому передньої опори	$V_R$	м/с	17,24	18,6...19 м/с
Безпечна швидкість зльоту	$V_2$	м/с	17,24	Фактично 20,8 м/с
Безпечна швидкість заходу на посадку	$V_{REF}$	м/с	20,27	20 м/с
Безпечна швидкість набору висоти	$V_{FTO}$	м/с	$\geq 20,37$	22,2 м/с
Мінімальна швидкість (експлуатаційна) усталеного польоту	$V_{S1}$	м/с	21	21,3
Розрахункова швидкість маневрування	$V_A$	м/с	25	21,3*
Задана крейсерська швидкість	$V_C$	м/с	33	33+-1,2 м/с
Дистанція розбігу	$L_p$	м	45	63
Середня тяга в процесі розбігу	$P_{сєр}$	кГс	6,62	6,0
Необхідна тяга на швидкості 33 м/с	$P_{VC}$	кГс	2,6	1,3...1,6 кГс

\*мінімальна швидкість, на якій виконується маневрування

**2.2. Вплив зледеніння на льотно-технічні характеристики безпілотного повітряного судна М-10-2 «Око»**

Відомо, що зледеніння поверхонь ПС негативно впливає на їх ЛТХ і може призвести до авіаційної події. Відкладення льоду на землі добре розглянуте в роботах [23, 24]. Відкладенням льоду на поверхнях сприяє певний збіг метеорологічних та інших чинників, серед яких найважливішими є розміри та концентрація крапель, швидкість польоту ПС та температура повітря [15, 16, 17].

Аналіз першоджерел показує, що увага переважно надається «великим» ПС цивільної авіації [18]. Проте стосовно БПС інформація практично відсутня і вплив зледеніння на них не розглядається.

Практичні випробувальні польоти безпілотних ПС фахівцями НВЦБА «Віраж» Національного авіаційного університету в зимовий період показали, що ігнорування розгляду проблеми може знижувати рівень безпеки польотів аж до виникнення передумов авіаційних подій.

Як приклад можна навести денні польоти БПС М-10-2 «Око» за таких метеорологічних умов: температура повітря: від 0 °С до мінус 5 °С; швидкість приземного вітру – до 4 м/с; швидкість вітру на висоті – до 10 м/с; нижня межа хмар – 400 м [19].

Крейсерська швидкість БПС на маршруті становила 20 м/с; опади були відсутні. Перед початком польоту, при передстартових перевірках, зледеніння виявлено не було. Пуск ПС відбувся в автоматичному режимі без недоліків. Запланована і досягнута робоча висота – 600 м; максимальне віддалення – близько 15,5 км. Усі наземні та бортові системи працювали у штатному режимі. На БПС встановлена бортова батарея ємністю 16 А · год; її заряд у момент пуску становив 95 %.

Над зоною виконання завдання (15 км від станції керування) БПС потрапив в умови, які призвели до зледеніння. Лід утворився на передніх кромках крил та стабілізатора, фронтальних поверхнях відеоантен та на приймачеві повітряного тиску. Факт зледеніння був виявлений після посадки БПС. У процесі польоту по телеметрії було зафіксовано, що на висоті 600 м почалося звалювання БПС. Автопілоту без допомоги дистанційного пілота вдалося вирівняти БПС, проте за цей час воно втратило висоту і знизилося до 400 м, однак після вирівнювання повернулося на задану висоту і продовжило політ за заданим маршрутом. Після завершення завдання БПС повернулося на базу та виконало підпарашутну посадку.

Під час дослідження наслідків зледеніння БПС М-10-2 «Око» було визначено схему розташування відкладення льоду на поверхнях (рис. 2.12).

Найбільші льодові формування було зафіксовано на поверхні передньої кромки крила майже по всій її довжині; відкладення накрили також всю передню кромку вінглетів. Льодові відкладення на крилі рихлі, без ознак глянцю. Скріплення відкладень неміцне, оскільки під час підпарашутної посадки частина їх повідставала від крила.

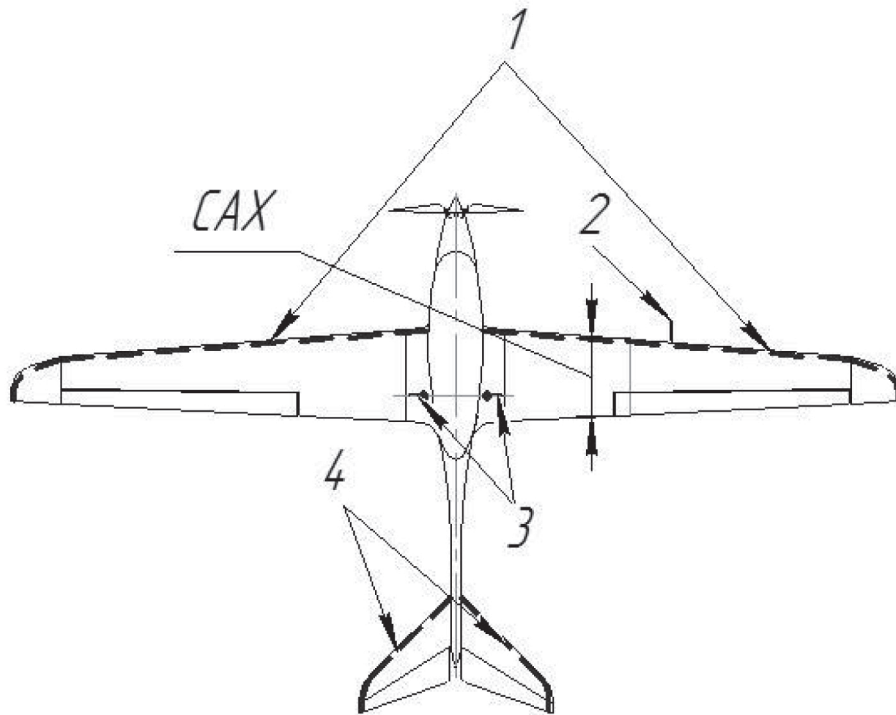


Рис. 2.12. Схема розташування відкладень льоду на поверхнях БПС М-10-2 «Око» (вигляд зверху):

1 - на передній кромці крила; 2 - на передній частині трубки ППТ; 3 - на фронтальних поверхнях відеоантен; 4 - на передній кромці хвостового оперення;

САХ - розташування проєкції САХ на горизонталі

Характер та розміри (мм) зледеніння передньої кромки крила показано на рис. 2.13 (відкладення на вигляді зверху) та на рис. 2.14 (відкладення на вигляді знизу).

Покриття льодом поверхонь стабілізатора мало характер, подібний до характеру відкладень на крилі: ширина відкладень зверху – 2 мм, а знизу – 3,5 мм.

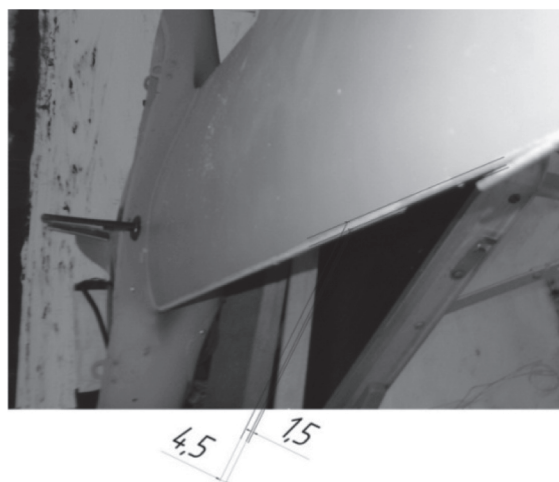


Рис. 2.13. Зледеніння передньої кромки крила (вигляд зверху)

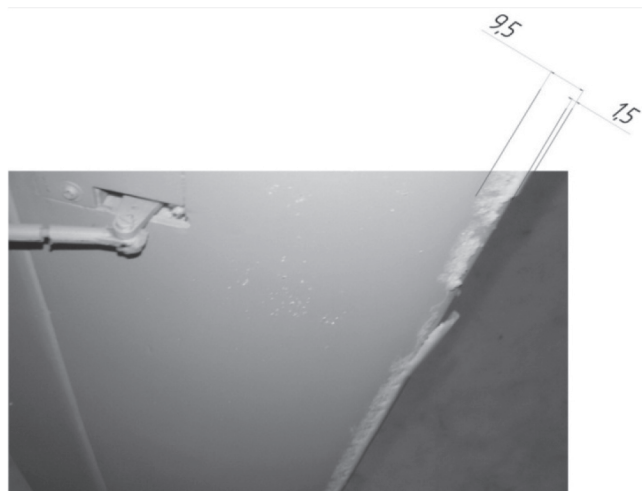


Рис. 2.14. Зледеніння передньої кромки крила (вигляд знизу)

Було також розроблено схему спотворення вихідного профілю крила Wortmann FX61-184 відкладеннями льоду із вказаними розмірами (рис. 2.15, а, б).

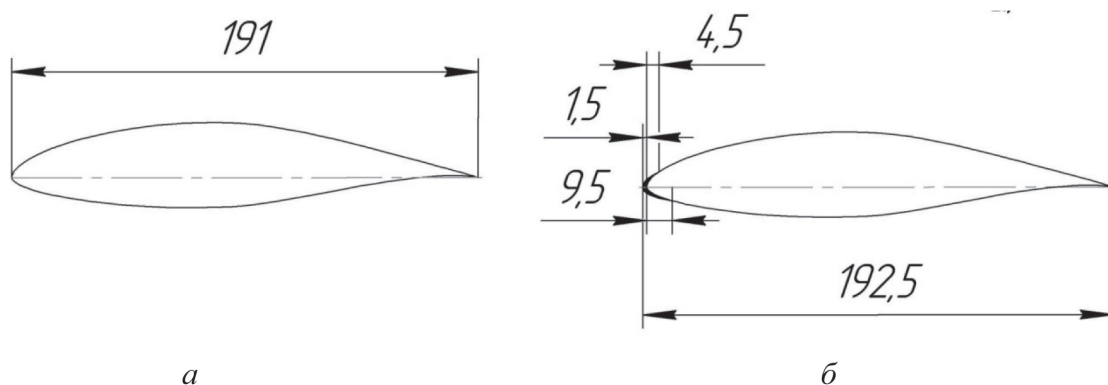


Рис. 2.15. Схема спотворення та зміни геометричних розмірів вихідного профілю крила *Wortmann* FX61-184: а – вихідний контур профілю по САХ; б – спотворений контур профілю по САХ

Встановлено, що відкладення належить до зледеніння типу «шпилястий наріст», для якого характерним є непрозорість, матовість та рихлість; лід містить значну кількість малих крапель та кристали льоду або їх суміш. Такий тип льоду утворюється на відносно вузькій ділянці профілю [20, 21].

Зледеніння вхідної частини ППТ мало глянцевою поверхню сіруватого кольору; відкладення закрили отвір вимірювання динамічного тиску, а отвори статичного тиску залишилися не обмерзлими та прохідними. Зчеплення відкладень із металом ППТ міцне. Характер та розміри (мм) зледеніння приймача повітряного тиску показано на рис. 2.16.

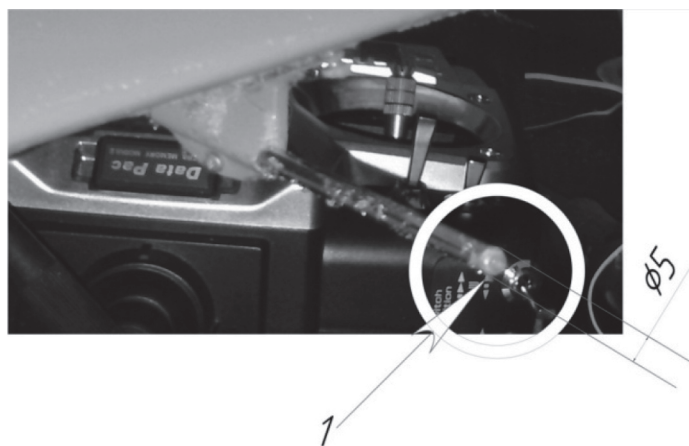


Рис. 2.16. Характер та розміри (мм) зледеніння приймача повітряного тиску: 1 - зледеніння наконечника трубки (вхідної частини) ППТ

Антени зазнали обмерзання із фронтального боку; поверхня відкладень тверда зверху і глянцева, а під твердою кіркою знаходився рихлий шар. Характер та розміри (мм) зледеніння антен відеоканалу показано на рис. 2.17.

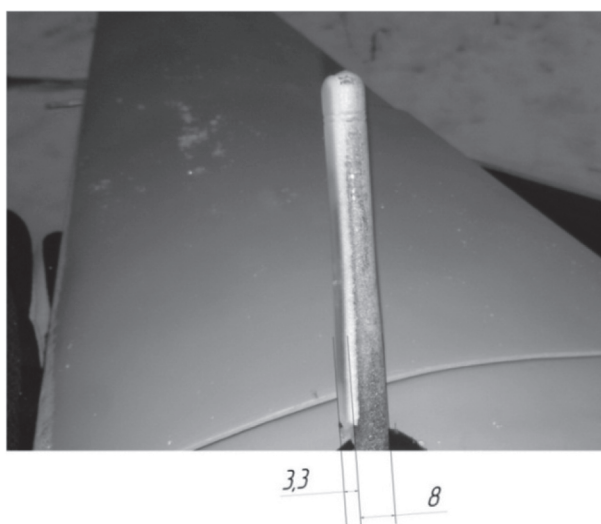


Рис. 2.17. Зледеніння антен відеоканалу

Аналіз результатів польоту в умовах зледеніння проводився з використанням проєктних ЛТХ БПС, а також даних, отриманих із БСРП. Гіпотеза полягала в тому, що БПС в умовах зледеніння успішно виконує польотне завдання, однак це досягається значним перевищенням його енерговитрат.

*Вхідні дані для розрахунку:*

Контрольована автопілотом крейсерська швидкість польоту БПС – 20 м/с.

МТОВ борту – 5 кг (50Н).

Площа крила БПС,  $S_{кр} = 0,38 \text{ м}^2$ .

Густина повітря (для МСА) – 1,225 кг/м<sup>3</sup>.

$C_{у_{р.д.з}}$  – коефіцієнт піднімальної сили крейсерського режиму до зледеніння.

$C_{у_{р.п.з}}$  – коефіцієнт піднімальної сили крейсерського режиму після зледеніння.

Кут встановлення крила БПС – +0,5 град.

Основою розрахунку було знаходження приросту сили опору внаслідок зледеніння.

Відомо, що на крейсерському режимі має виконуватись умова:

$$MTOW = Y. \quad (2.14)$$

Для обчислення піднімальної сили та сили опору, а також для коефіцієнта піднімальної сили було застосовано відомі формули:

$$Y = \frac{\rho V^2}{2} C_y S_{кр}. \quad (2.15)$$

$$X = \frac{\rho V^2}{2} C_x S_{кр}. \quad (2.16)$$

Коефіцієнт піднімальної сили знаходили зі співвідношення:

$$C_y = \frac{Y}{\frac{\rho V^2}{2} S_{кр}}. \quad (2.17)$$

Під час отримання результатів сили опору до та після зледеніння використовували комбінований масив даних, взятих як із БСРП, так і з аеродинамічних характеристик БПС, отриманих на етапі його проєктування. Алгоритм обчислення був такий.

1. Із використанням даних БСРП та вхідних даних із крейсерської швидкості, максимальної стартової маси та густини повітря знаходили діюче у повітрі значення  $C_{у_{р.д.з}}$  борту (формула (2.17)).

$$C_{у_{р.д.з.розр}} = 50 / (1,225 \cdot 324 / 2) 0,38 = 50 / 198,45 \cdot 0,38 = 50 / 75,4 = 0,66. \quad (2.18)$$

Із залежності  $C_y f(\alpha)$  для БПС М-10-2 «Око» (профіль крила *Wortmann FX61-184*) знайдено відповідні значення кута атаки та коефіцієнта сили опору (рис. 2.18).

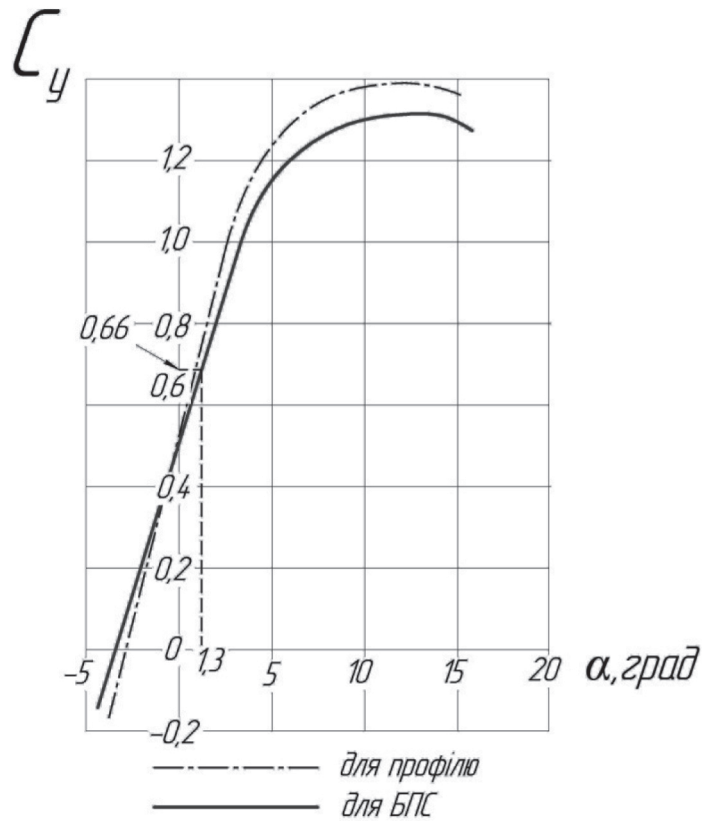


Рис. 2.18. Залежність коефіцієнта піднімальної сили БПС від кута атаки

За відповідним значенням кута атаки з полярні визначали коефіцієнт  $C_{x,д.з}$  для БПС. Відповідно розраховане значення сили опору до зледеніння дорівнювало (формула (2.16)):

$$X_{д.з} = \frac{\rho V^2}{2} C_x S_{кр} = \frac{1,225 \cdot 20^2}{2} \cdot 0,06 \cdot 0,38 = 5,58 \text{ Н.}$$

Результати розрахунку наведено в табл. 2.9.

Таблиця 2.9

**Результати розрахунків сили опору до зледеніння безпілотного повітряного судна**

№ з/п	Параметр	Значення
1	$C_{y,р.д.з. розр}$	0,66
2	Кут атаки $\alpha$ , град	1,3°
3	$C_{x,п}$ (із полярні БПС)	0,06
4	Значення сили опору, $X_{д.з}$	5,58Н
5	Поточна аеродинамічна якість, $K$	11 од.

Аналогічно розраховували силу опору БПС після зледеніння. Різниця полягала в тому, що поточне значення кута атаки на крейсерському режимі беремо із БСРП через

поточне значення кута тангажа. Розраховане значення сили опору після зледеніння дорівнює:

$$X_{п.з} = \frac{\rho V^2}{2} C_x S_{кр} = \frac{1,225 \cdot 20^2}{2} \cdot 0,095 \cdot 0,38 = 8,84 \text{ Н.}$$

За даними табл. 2.9 та 2.10 видно, що до зледеніння БПС мало аеродинамічну якість приблизно 11 од. Поверхні крил, антен тощо не були спотворені льодом і відповідно його ЛТХ знаходилися в проектних межах. На літак на швидкості 20 м/с діяла аеродинамічна сила опору 5,58 Н.

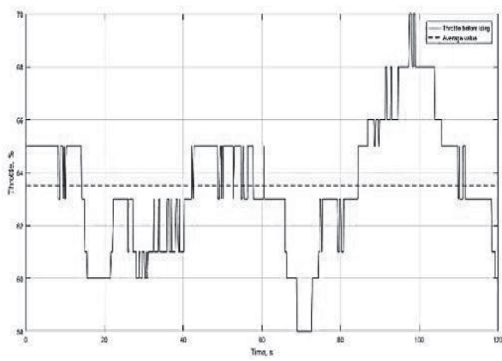
Таблиця 2.10

**Результати розрахунків сили опору після зледеніння безпілотного повітряного судна**

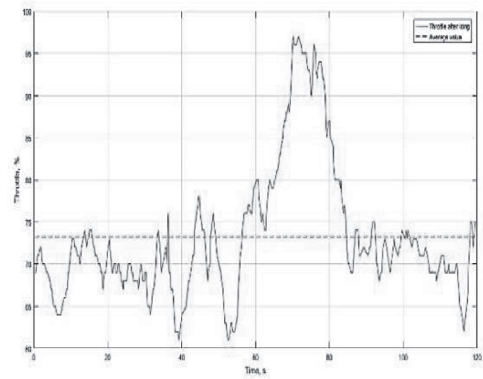
№ з/п	Параметр	Значення
1	$C_{ур.д.з. розр}$	0,74
2	Кут атаки $\alpha$ , град	2,4°
3	$C_{xп}$ (поляра БПС)	0,095
4	Значення сили опору $X_{розр}$	8,84Н
5	Поточна аеродинамічна якість, $K$	7,8 од.

Після зледеніння автоматика БПС самостійно врахувала погіршення його аеродинаміки від зледеніння, що задля підтримання крейсерської швидкості на рівні 20 м/с призвело до встановлення нового, поточного кута атаки крила в 2,4° і, як наслідок – до зростання коефіцієнта аеродинамічного опору  $C_{xп}$  до значення 0,095. Відповідно сила опору зросла до значення 8,84 Н, що порівняно із силою опору до зледеніння більше на 40 %. Результат корелюється з висновками авторів у роботі [22].

Також для фактичного доказу існування загрози з боку зледеніння поверхонь планера БПС були проаналізовані польотні дані, взяті із БСРП на двох відрізках за час польоту. Перший відрізок був взятий під час сталого горизонтального польоту до моменту зледеніння, а другий – після моменту зледеніння. Порівняння даних показує, що для витримання заданих параметрів польоту автопілоту довелося підняти рівень «газу» у середньому на 10 % (рис. 2.19, а, б). Середній показник струму від батареї відповідно зріс із 25,5А до 35А (рис. 2.20, а, б).

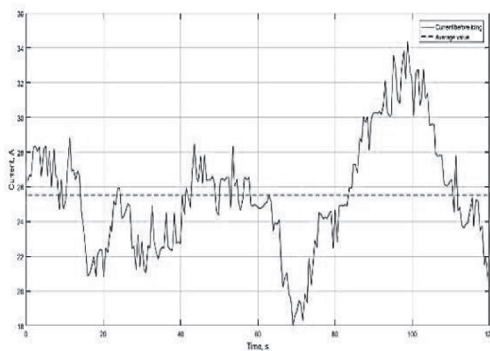


*a*

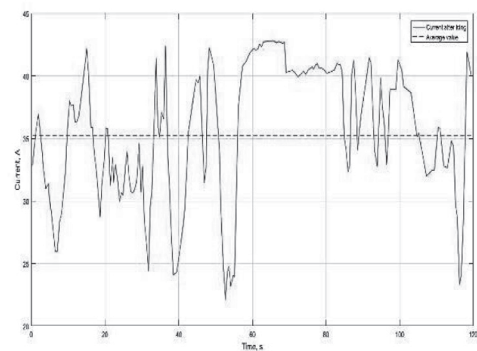


*б*

Рис. 2.19. Залежність рівня «газу» від часу: *a* – до зледеніння; *б* – після зледеніння



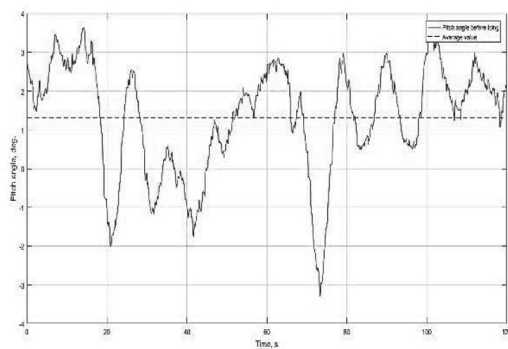
*a*



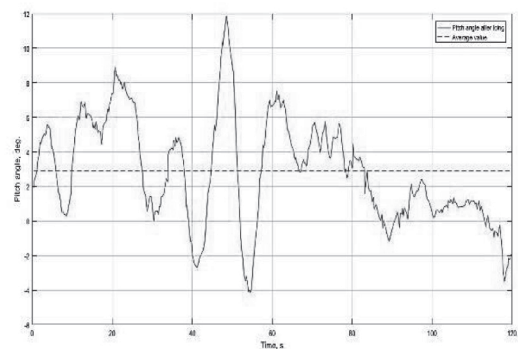
*б*

Рис. 2.20. Витрата електроенергії залежно від часу: *a* – до зледеніння; *б* – після зледеніння

Підставою для збільшення даних показників є збільшення відхилення керуючих поверхонь БПС для витримування заданих параметрів польоту. Це можна чітко побачити на рис. 2.21, *a*, *б*, звідки видно, що середній кут позитивного тангажа зріс із  $1,3^\circ$  до зледеніння до майже  $3^\circ$  після зледеніння.



*a*



*б*

Рис. 2.21. Залежність рівня кута тангажа від часу: *a* – до зледеніння; *б* – після зледеніння

Стрімке зростання кута тангажа відповідно викликало переставлення крила на більший кут атаки, що зумовило збільшення коефіцієнта  $C_x$ , зниження аеродинамічної якості БПС, підняття рівня «газу» двигуна та, як наслідок, більшу витрату електроенергії.

### 2.3. Аеродинамічний розрахунок прийнятого компоновання безпілотного повітряного судна М-56 «Модуль»

Компоновання безпілотного повітряного судна М56 «Модуль» являє собою літак схеми «літаюче крило» (рис. 2.22) зі штовхаючим повітряним гвинтом та сильно розвинутими закінцівками крила – вінглетами, призначеними для зменшення індуктивного опору.



Рис. 2.22. Вигляд  $\frac{3}{4}$  ліворуч БПС М-56 «Модуль»

Уздовж потоку вінглети розвернуті назовні на кут приблизно  $3^\circ$  для забезпечення невеликого стабілізуючого курсового моменту, оскільки в даній схемі відсутнє спеціальне хвостове оперення [23].

Крило даного БПС має значну, як для дозвукового ЛА, стрілоподібність, яка взята з розрахунку щодо додаткового збільшення курсового стабілізуючого моменту. Одночасно стрілоподібність дозволяє віднести на більшу віддаль від точки центру ваги основні органи керування – елевони, що позитивно впливатиме на зменшення шарнірних зусиль під час їх повертання сервомеханізмами.

Крило набране з профілів, що є масштабованими аналогами аеродинамічного профілю Boeing-B-106-R, де індекс «R» означає, що профіль має так звану «S-подібність» та призначений для застосування на безхвостих компонованнях ЛА. Коренева частина крила має кут встановлення  $3^\circ 25''$ . Кінцевий профіль має кут встановлення  $1^\circ 30''$ ;

відповідно крило має «закручення», що дозволяє дещо збільшити критичні кути атаки та підвищити курсову стійкість.

Основні геометричні характеристики крила та всього компонування БПС:

- розмах крила – 4,585 м;
- довжина – 1,71 м;
- висота – 0,45 м (без повітряного гвинта);
- висота – 0,68 м (з повітряним гвинтом);
- висота – 0,72 м (на тимчасовому шасі);
- площа всього крила (із перекриттям фюзеляжу) – 1,38 м<sup>2</sup>;
- площа перекритого фюзеляжем крила – 0,134 м<sup>2</sup>;
- видовження крила – 14,32 од.;
- звуження крила – 1,8 од.;
- кут стрілоподібності по ¼ хорди – 21°;
- кут стрілоподібності по передній кромці – 22°;
- кут стрілоподібності по задній кромці – 17,3°;
- САХ крила – 0,32 м;
- площа елевонів (двох) – 0,098 м<sup>2</sup>.

**Вибір параметрів профілю для аеродинамічних обчислень.** Застосований профіль Boeing-B-106-R має такі геометричні характеристики:

- $\bar{c}$  – відносна товщина профілю – 0,131;
- $\bar{X}_c$  – відносна координата положення максимальної товщини – 0,30;
- $\bar{f}$  – відносна кривизна профілю – 0,033;
- $\bar{x}_f$  – відносна координата положення максимальної кривизни – 0,40.

Для даного профілю крила Boeing-B-106-R із таблиць [24], для прийнятих чисел Re вибрано такі величини:

- значення кута атаки  $\alpha$ ;
- коефіцієнт піднімальної сили  $C_y$  та відповідний коефіцієнт аеродинамічного опору  $C_x$ .

Результати відбору коефіцієнтів  $C_y$  та  $C_x$  залежно від кутів атаки  $\alpha$  у діапазоні від  $-3,3^\circ$  до  $+18,6^\circ$  наведено в табл. 2.11.

Таблиця 2.11

Значення коефіцієнтів  $C_y$  та  $C_x$  для профілю Boeing-B-106-R ( $Re = 3,2 \cdot 10^6$ )

$\alpha$ , град.	$C_y$	$C_x$
-3,3	-0,226	0,0099
-1,0	-0,006	0,0094
+0,8	0,082	0,0093
+3,0	0,386	0,010
+6,3	0,682	0,0118
+9,5	0,980	0,0158
+12,8	1,247	0,0242
+14,5	1,355	0,0335
+16,4	1,383	0,0704
+18,6	1,320	0,090

**Розрахунок і побудова поляри компонування БПС М56 «Модуль».** Для побудови поляри насамперед необхідно знати залежність коефіцієнтів піднімальної сили  $C_y$  і лобового опору БПС від кута атаки  $\alpha$ . Коефіцієнт лобового опору компонування БПС є сумою коефіцієнтів профільного та індуктивного опорів [25]:

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} = C_{x0} + AC_y^2, \quad (2.19)$$

де  $C_{x0}$  – коефіцієнт лобового опору при нульовій піднімальній силі;  $C_{xi} = AC_y^2$  – коефіцієнт індуктивного опору, що виникає внаслідок створення піднімальної сили.

Коефіцієнт лобового опору БПС  $C_{x0}$  відноситься до площі крила  $S$  й обчислюється за формулою:

$$C_{x0} = 1,1 \left( C_{x_{кр}} + C_{x_{ф}} \cdot \frac{S_{мф}}{S} + \sum C_{x_{д}} \cdot \frac{S_{мд}}{S} \right), \quad (2.20)$$

де  $C_{x_{кр}}$ ,  $C_{x_{ф}}$ ,  $C_{x_{д}}$  – коефіцієнти опору при  $C_y = 0$  ізольованого крила, фюзеляжу та додаткових деталей;  $S_{мф}$ ,  $S_{мд}$  – мідель фюзеляжу та додаткових деталей відповідно,  $m^2$ .

Підставляючи відповідні дані з компонування М56 у формулу (2.20), отримуємо:

$$\begin{aligned} C_{x0} &= 1,1 \left( C_{x_{кр}} + C_{x_{ф}} \cdot \frac{S_{мф}}{S} + \sum C_{x_{д}} \cdot \frac{S_{мд}}{S} \right) = 1,1(0,00157 + \\ &+ (0,2 \cdot 0,046/1,38) + 0,0012 + 0,015) = 1,1(0,00157 + 0,0066 + 0,0012 + 0,015) = \\ &= 0,028 \text{ (беремо } 0,03). \end{aligned}$$

Коефіцієнт аеродинамічного опору крила при  $C_y = 0$  обчислюється за формулою:

$$C_{x_{кр}} = C_{x_p} \left( 1 - k_{a,v} \cdot \frac{S_{пф}}{S} \right) + \sum \Delta C_x, \quad (2.21)$$

де  $C_{xp}$  – коефіцієнт профільного опору;  $k_{a.v}$  – коефіцієнт аеродинамічної взаємодії крила і фюзеляжу;  $S_{п.ф}$  – площа крила, зайнята фюзеляжем,  $m^2$ ;  $\sum \Delta C_x$  – сума коефіцієнтів додаткових опорів для врахування чистоти поверхні крила, щілин у ньому та надбудов.

Після підставлення у формулу (2.21) відповідних величин отримали значення коефіцієнта аеродинамічного опору крила при  $C_y = 0$ :

$$C_{x_{кр}} = C_{xp} \left( 1 - k_{a.v} \cdot \frac{S_{п.ф}}{S} \right) + \sum \Delta C_x = 0,0091(1 - 0,65 \cdot 0,134/1,38) + 0,001 = 0,0091 \cdot 0,063 + 0,001 = 0,00157.$$

Коефіцієнти профільного опору крила визначали за формулою:

$$C_{xp,кр} = 1,85 C_f \eta_c, \quad (2.22)$$

де  $C_f$  – коефіцієнт тертя плоскої пластини;  $\eta_c$  – коефіцієнт, що враховує перехід від плоскої пластини до обраного профілю крила.

Після підставлення у формулу (2.22) відповідних величин стосовно крила та оперення отримали такі значення коефіцієнтів профільного опору для окремих частин компонування:

$$C_{xp} = 1,85 C_f \eta_c = 1,85 \cdot 0,0035 \cdot 1,42 = 0,0091.$$

Значення коефіцієнта  $C_f$  залежно від числа  $Re$  наведено на графіку рис. 2.23.

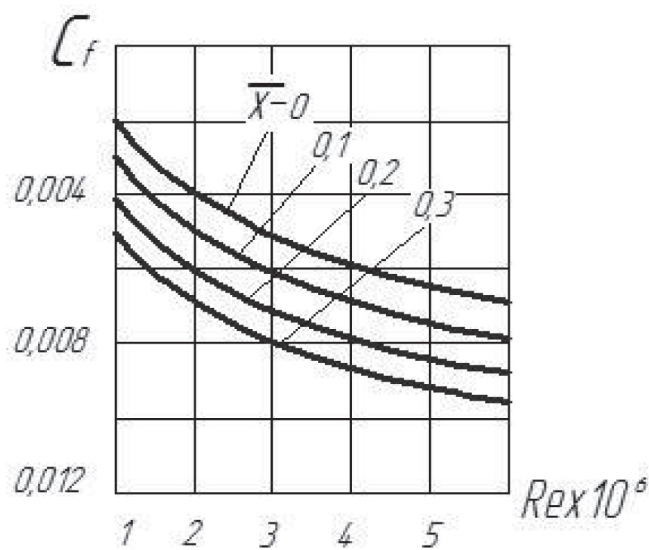


Рис. 2.23. Залежність коефіцієнта  $C_f$  від числа  $Re$  для крила

Максимальне число Re для М56 беремо з розрахунку  $Re \approx 0,5 \cdot 10^6$ ; дане значення уточнювалося за формулою:

$$Re = V_n CAX/\nu, \quad (2.23)$$

де  $V_n$  – швидкість польоту, м/с;  $CAX$  – середня аеродинамічна хорда крила, м;  $\nu$  – коефіцієнт кінематичної в'язкості повітря,  $10^{-2} \cdot \text{м}^2/\text{с}$ .

Уточнене значення експлуатаційної швидкості (в другому наближенні) на висоті 0 м брали таким:  $V_n = 24$  м/с. При цьому значення числа дорівнювало  $Re = 0,53 \cdot 10^6$ .

Коефіцієнт  $C_f$  залежить також від положення точки переходу  $\bar{x}_r$  ламінарного примежового шару в турбулентний. Її положення, своєю чергою, визначається низкою чинників, основними з яких є форма профілю та чистота його поверхні, а також рівномірність набігаючого потоку.

Відомо, що для досить гладкої поверхні крила координата точки  $\bar{x}_r$  не перевищує частки хорди профілю, розташованої попереду його максимальної відносної товщини. Для більшості профілів (виняток становлять ламінаризовані)  $\bar{x}_r < 0,15$ . У місцях обдування крила гвинтом  $\bar{x}_r = 0$ . Для більшості крил, які обдуваються гвинтами, можна взяти  $\bar{x}_r = 0$ .

Значення коефіцієнта  $\eta_c$ , що залежить від значення відносної товщини профілю  $\bar{c}$  та положення точки переходу  $\bar{x}_r$ , наведено на рис. 2.24.

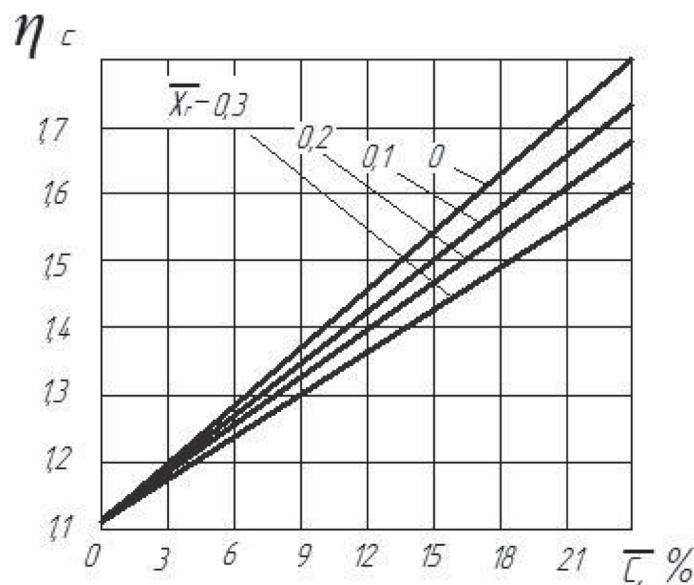


Рис. 2.24. Залежність коефіцієнта  $\eta_c$  від значення відносної товщини профілю  $\bar{c}$  та положення точки переходу  $\bar{x}_r$

Коефіцієнт аеродинамічної взаємодії (інтерференції)  $K_{A,B}$  залежно від обраної схеми БПС та форми поперечного перерізу фюзеляжу має такі значення [26]:

- високоплан – 0,95;
- середньоплан – 0,65;
- низькоплан з формою перерізу фюзеляжу:
  - круглою – 0,25;
  - овальною – 0,50;
  - прямокутною – 0,60.

Шкідливий опір крила також залежить від шорсткості поверхні, особливо його передньої частини. Якщо 20 % профілю, відлік яких ведеться від носка, вільний від виступаючих головок заклепок, то  $\Delta C_x$  можна взяти на рівні 0,0013. Якщо все крило має виступаючі заклепки, то величина додаткового опору зростає приблизно в півтора рази та становить 0,0020. Опір щілин між крилом і елевонами не враховувався.

Коефіцієнт опору фюзеляжу без надбудов у вигляді ліхтарів кабіни, обтічників тощо знаходили за такою формулою:

$$C_{x \text{ р.ф}} = C_f \eta_\lambda S_{\text{ох}}/S_{\text{мф}}, \quad (2.24)$$

$C_{x \text{ р.ф}}$  – коефіцієнт профільного опору фюзеляжу;  $S_{\text{мф}}$  – площа міделя фюзеляжу,  $\text{м}^2$ ;  $\eta_\lambda$  – коефіцієнт, що враховує подовження фюзеляжу;  $S_{\text{ох}}$  – площа фюзеляжу, що охоплюється повітрям,  $\text{м}^2$ ;  $C_f$  – коефіцієнт тертя плоскої пластини (для фюзеляжу даних розмірів).

Коефіцієнти  $C_f$  і  $\eta_\lambda$  отримували з графіків на рис. 2.25 та 2.26. Їх величини залежать від числа  $Re$  та видовження фюзеляжу.

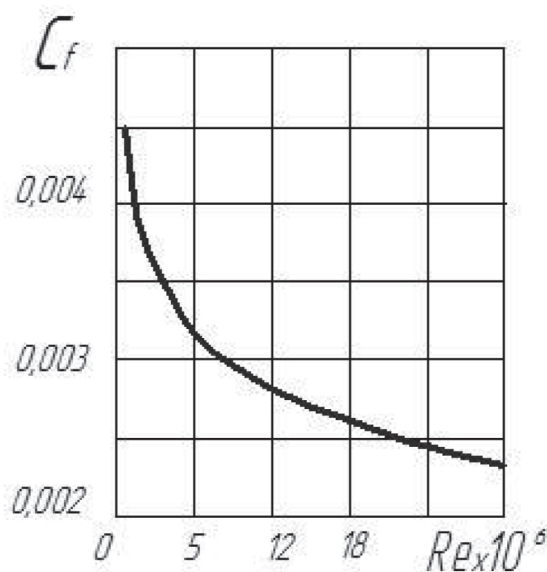


Рис. 2.25. Залежність коефіцієнта  $C_f$  від числа  $Re$  для фюзеляжу

Значення коефіцієнта  $\eta_\lambda$ , що залежить від видовження фюзеляжу, наведено на рис. 2.26.

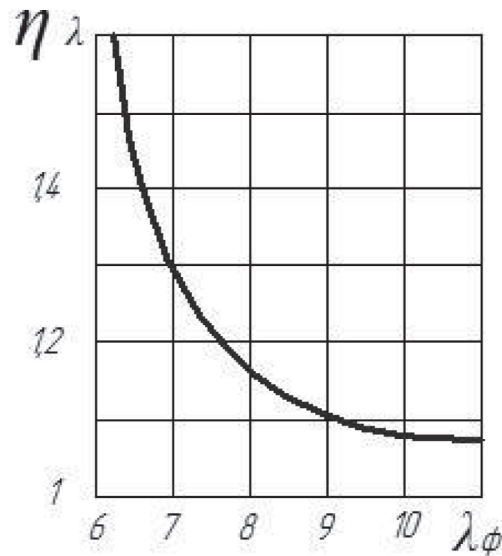


Рис. 2.26. Залежність коефіцієнта  $\eta_\lambda$  від значення видовження фюзеляжу

Видовження фюзеляжу визначали з формули:

$$\lambda_\phi = 0,88 l_\phi / \sqrt{S_{мф}}, \quad (2.25)$$

де  $l_\phi$  – довжина фюзеляжу, м.

Число Re для фюзеляжу розраховували за формулою:

$$Re = V l_\phi / \nu. \quad (2.26)$$

Охоплювана поверхня фюзеляжу  $S_{оx}$  визначалась із тривимірної моделі розробленого компонування БПС М56.

Коефіцієнт індуктивного опору визначався за виразом:

$$C_{xi} = \frac{1+\delta}{\pi\lambda_{еф}} \cdot C_y^2, \quad (2.27)$$

де  $\delta$  – коефіцієнт, що враховує видовження та звуження крила;  $\lambda_{еф}$  – ефективне видовження крила.

Значення коефіцієнта  $\delta$  визначали з графіка, показаного на рис. 2.27.

Обчислене значення коефіцієнта  $C_{xi}$  для компонування дорівнює (формула (2.27)):

$$C_{xi} = (1 + 0,08/3,14 \cdot 19,3) \cdot 0,893 = (1,08/60,6) \cdot 0,893 = 0,0159.$$

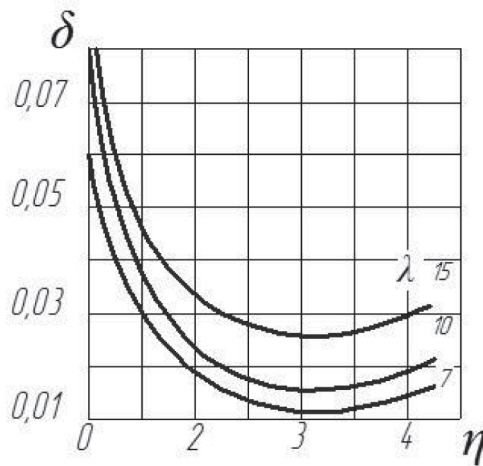


Рис. 2.27. Залежність коефіцієнта  $\delta$  від  $\eta$  та видовження крила  $\lambda$

Ефективне видовження крила розраховували за формулою:

$$\lambda_{\text{еф}} = 0,9\lambda / \left(1 + \frac{S_{\text{зайн}}}{S_{\text{кр}}}\right), \quad (2.28)$$

де  $\lambda$  – видовження крила;  $S_{\text{зайн}}$  – площа крила, зайнята фюзеляжем.

Для підтвердження результату розрахунку індуктивного опору компонування БПС М56 використано альтернативну формулу щодо визначення даного коефіцієнта:

$$C_{xi} = A C_y^2. \quad (2.29)$$

Параметр  $A$  у формулі (2.29) називається коефіцієнтом відхилення поляри і знаходиться зі співвідношення:

$$A = \frac{(1+\delta)}{\pi\lambda_{\text{еф}}}. \quad (2.30)$$

Відповідно, обчислення величин  $A$  та  $C_{xi}$  дали змогу отримати такі їх значення:

$$A = 1 + 0,045/3,14 \cdot 8 = 0,0416;$$

$$C_{xi} = (1 + 0,045/3,14 \cdot 8) \cdot 0,81 = (1,045/25,12) \cdot 0,81 = 0,041 \cdot 0,81 = 0,0336.$$

Розрахунок коефіцієнта піднімальної сили компонування БПС М56 «Модуль» побудовано на допущенні про те, що піднімальна сила створюється тільки крилом

(оскільки застосована схема «літаюче крило»); у розрахунку цього коефіцієнта використовувалися дані крилового профілю Boeing-B-106-R.

Розрахунок коефіцієнта піднімальної сили М56 «Модуль» зводиться до побудови графіка залежності  $C_y = f(\alpha)$ .

Максимальне значення коефіцієнта піднімальної сили визначали за формулою:

$$C_{y,\max} = C_{y,\max \text{ пр}} k_\eta (1 + \cos \chi) / 2, \quad (2.31)$$

де  $C_{y,\max \text{ пр}}$  – максимальне значення коефіцієнта піднімальної сили профілю крила;  $\chi$  – кут стрілоподібності крила по лінії фокусів.

Обчислене значення максимального коефіцієнта піднімальної сили (за формулою (2.31)) дорівнює:

$$C_{y,\max} = C_{y,\max \text{ пр}} k_\eta (1 + \cos \chi) / 2 = 1,383 \cdot 0,94 (1 + 0,906) / 2 = 1,30 \cdot 0,953 = 1,24.$$

Результати розрахунку залежності  $C_y = f(\alpha)$  наведені на рис. 2.28.

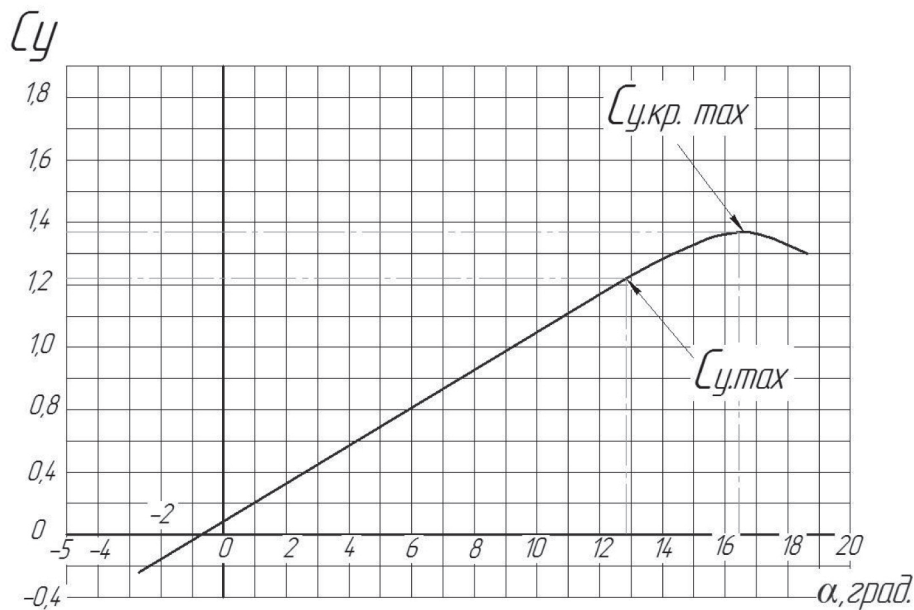


Рис. 2.28. Отримана залежність  $C_y = f(\alpha)$  для повного компонентування БПС М56 «Модуль»

Поляра обраного компонентування БПС характеризує залежність коефіцієнта його лобового опору  $C_x$  та коефіцієнта піднімальної сили  $C_y$  від кутів атаки  $\alpha$  [27].

Для побудови поляри БПС М56 «Модуль» необхідно мати значення коефіцієнтів  $C_x$  і  $C_y$  для всього компонування за кутами атаки. Для цього необхідно обчислити значення коефіцієнта опору компонування за кутом атаки за формулою:

$$C_{x_a} = C_{x_o} + AC_y^2 + \Delta C_{x_p}, \quad (2.32)$$

де  $C_{x_o}$  – мінімальний коефіцієнт лобового опору компонування за нульової піднімальної сили;  $\Delta C_x$  – поправка, що враховує приріст коефіцієнта опору у зв'язку зі зміною кута атаки;  $A$  – коефіцієнт відхилення поляри;  $\bar{C}_{y_a} = C_{y_a}/C_{y_{\max}}$  – відносний приріст коефіцієнта піднімальної сили у зв'язку зі зміною кута атаки.

Для побудови поляри компонування БПС М56 «Модуль» необхідні такі вхідні дані:  
 $C_{x_o} = 0,03$  (обчислено за формулою (2.20));  
 $A = 1 + 0,035/3,14 \cdot 11,8 = 0,0278$  (розраховано за формулою (2.30));  
 $C_{y_{\max}} = 1,24$  (обчислено за формулою (2.31)).

Для отримання значень  $C_x = f(\alpha)$  скористалися формулою (2.32):

$$C_{x_a} = C_{x_o} + AC_y^2 + \Delta C_{x_p}.$$

Результати обчислення коефіцієнта опору  $C_{x_a}$  компонування М56 за кутом атаки:

$$\begin{aligned} C_{x-3,3} &= 0,03 + (0,0278 \cdot 0,051) + 0,00 = 0,031; \\ C_{x-1} &= 0,03 + (0,0278 \cdot 0,000036) + 0,00 = 0,03; \\ C_{x+0,8} &= 0,03 + (0,0278 \cdot 0,007) + 0,00 = 0,0301; \\ C_{x+3} &= 0,03 + (0,0278 \cdot 0,149) + 0,001 = 0,035; \\ C_{x+6,3} &= 0,03 + (0,0278 \cdot 0,465) + 0,002 = 0,044; \\ C_{x+9,5} &= 0,03 + (0,0278 \cdot 0,96) + 0,005 = 0,067; \\ C_{x+12,8} &= 0,03 + (0,0278 \cdot 1,56) + 0,022 = 0,095; \\ C_{x+14,5} &= 0,03 + (0,0278 \cdot 1,84) + 0,03 = 0,111; \\ C_{x+16,4} &= 0,03 + (0,0278 \cdot 1,91) + 0,035 = 0,118; \\ C_{x+18,6} &= 0,03 + (0,0278 \cdot 1,74) + 0,045 = 0,123. \end{aligned}$$

Отримані результати обчислень  $C_x = f(\alpha)$  та вхідні дані занесені в табл. 2.12.

**Зведені аеродинамічні коефіцієнти для побудови поляри компонування  
М56 «Модуль» (при  $Re \approx 0,3 \times 10^6$ )**

Обчислювана величина	Кути атаки компонування М56 «Модуль»									
	-3,3	-1,0	+0,8	+3,0	+6,3	+9,5	+12,8	+14,5	+16,4	+18,6
$C_y$	-0,226	-0,006	0,082	0,386	0,682	0,980	1,247	1,355	1,383	1,320
$C_y^2$	0,051	0,000036	0,007	0,149	0,465	0,96	1,56	1,84	1,91	1,74
$\bar{C}_{y_a} = C_{y_a}/C_{y_{max}}$	0,182	0,005	0,066	0,311	0,55	0,79	1,005	1,09	1,115	1,006
$\Delta C_x$	0,0	0,0	0,0	0,001	0,002	0,005	0,022	0,03	0,035	0,045
$C_{x_a} = C_{x_o} + AC_y^2 + \Delta C_{xp}$	0,031	0,03	0,0301	0,0351	0,044	0,067	0,095	0,111	0,118	0,123
$K_{комп}$	-7,2	-1,5	2,8	11	15,2	14,6	13,1	12,2	11,7	10,6

Значення  $K_{комп}$  отримане зі співвідношення:

$$K_{комп} = C_y / C_{x_a}, \quad (2.33)$$

де  $C_y$  – отримане з табл. 2.12 поточне значення коефіцієнта піднімальної сили для даного кута атаки;  $C_{x_a}$  – отримане з табл. 2.12 поточне значення коефіцієнта опору компонування для даного кута атаки.

На рис. 2.29 зображено поляру повного компонування БПС М56 «Модуль»: точка  $\alpha_{нв}$  відповідає найвигіднішому куту атаки компонування.

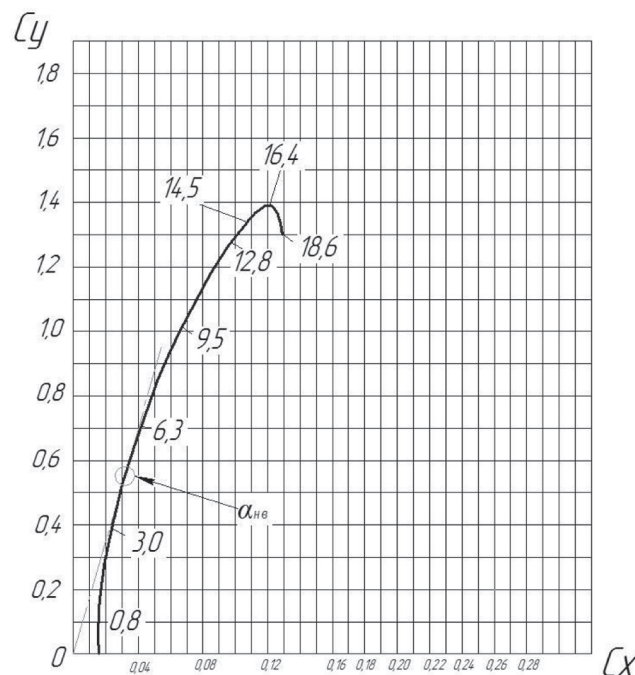


Рис.2.29. Отримана поляра повного компонування БПС М56 «Модуль»

Розрахунок необхідних потужностей та тяг для компонування БПС М56 «Модуль» проводили за такою методикою:

- для знаходження необхідної потужності (Вт):

$$N_{H0} = \frac{mV_0}{75K}, \quad (2.34)$$

де  $V_0$  – задана крейсерська швидкість, м/с;  $m$  – злітна маса БПС, Н;  $K$  – якість компонування (за кутом атаки).

Для знаходження швидкості звалювання застосовувалася формула [28]:

$$V_s = \sqrt{\frac{2m}{\rho_0 S C_{y\alpha}}}, \quad (2.35)$$

де  $\rho_0$  – густина на висоті 0 м, кг/м<sup>3</sup>;  $S$  – площа крила, м<sup>2</sup>;  $C_{y\alpha}$  – коефіцієнт піднімальної сили (для даного кута атаки).

При переході на інші висоти використовувалися такі формули:

$$V_x = V_0 \sqrt{\Delta},$$

де  $\Delta = \rho_{HВ}/\rho_0$  – відносна густина повітря.

Відповідно щодо потужності:

$$N_{HВ} = \frac{N_{H0}}{\sqrt{\Delta}}.$$

Необхідна тяга (кГс) обчислювалася за допомогою такої формули:

$$P_H = \frac{m}{K}. \quad (2.36)$$

Результати розрахунків зводились у табл. 2.13, 2.14 та 2.15.

Таблиця 2.13

**Результати розрахунку необхідних швидкості, сили тяги та потужності для компонування БПС М56 «Модуль» ( $Re = 0,5 \cdot 10^6$ , висота 0 м;  $m = 13$  кг)**

$H = 0$ м, $m = \text{const}$										
$C_{y\alpha}$	-0,226	-0,006	0,082	0,386	0,682	0,980	1,247	1,355	1,383	1,32
$K$	-7,2	-1,5	2,8	11	15,2	14,6	13,1	12,2	11,7	10,6
$V_s$ , м/с	–	–	40	19,3	14,8	12	11	10,5	10,4	10,3
$N_H; f(V_s)$ кВт	–	–	2,5	0,18	0,17	0,14	0,15	0,151	0,155	0,171
$P_H; f(V_s)$ кГс	–	–	4,7	1,2	0,86	0,89	0,99	1,1	1,2	1,25
$\alpha$ , град	-3,3	-1,0	+0,8	+3,0	+6,3	+9,5	+12,8	+14,5	+16,4	+18,6

**Результати розрахунку необхідних швидкості та потужності для компоновання  
БПС М56 «Модуль» ( $Re = 0,5 \cdot 10^6$ ,  $m = 13$  кг)**

<i>H</i> – 1000 м, $\Delta$ , <i>m</i> – const										
$V_s$ , м/с	–	–	42	20,23	15,5	12,6	11,53	11	10,8	10,7
$N_H$ , кВт	–	–	2,62	0,152	0,178	0,147	0,157	0,158	0,163	0,18
<i>H</i> – 2000 м, $\Delta$ , <i>m</i> – const										
$V_s$ , м/с	–	–	44,15	21,3	16	13,2	12,14	11,6	11,5	11,4
$N_H$ , кВт	–	–	2,75	0,16	0,187	0,154	0,166	0,167	0,162	0,16
$\alpha$ , град	–3,3	–1,0	+0,8	+3,0	+6,3	+9,5	+12,8	+14,5	+16,4	+18,6

Таблиця 2.15

**Результати розрахунку необхідних швидкості та потужності для компоновання  
БПС М56 «Модуль» ( $Re = 0,5 \cdot 10^6$ ,  $m = 16$  кг)**

<i>H</i> – 0 м, $\Delta$ , <i>m</i> – const										
$V_s$ , м/с	–	–	47	22	17,7	13,8	12,2	11,7	11,6	11,5
$N_H$ , кВт	–	–	0,76	0,43	0,25	0,21	0,198	0,205	0,22	0,235
$\alpha$ , град	–3,3	–1,0	+0,8	+3,0	+6,3	+9,5	+12,8	+14,5	+16,4	+18,6

Отримані значення  $\Delta$  та  $V_x$  при переході на інші висоти дорівнювали:

– для висоти 1000 м:

$$\Delta = \rho_{нв}/\rho_0 = 1,1164/1,225 = 0,911;$$

$$V = V_0/\sqrt{\Delta} = V_s/0,954;$$

– для висоти 2000 м:

$$\Delta = \rho_{нв}/\rho_0 = 1,0065/1,225 = 0,821;$$

$$V = V_0/\sqrt{\Delta} = V_s/0,906.$$

Таблиця 2.13 відображає результати обчислень аеродинамічної якості  $K_{БПС}$ , швидкості звалювання  $V_s$ , необхідної потужності  $N_H$  та необхідної сили тяги  $P_H$  залежно від кута атаки  $\alpha^\circ$  (у межах від  $-3,3^\circ$  до  $+18,6^\circ$ ) для повного компоновання БПС М56 «Модуль» зі стартовою масою 13 кг для висоти 0 м.

Таблиця 2.14 відображає результати обчислень швидкості звалювання  $V_s$  та необхідної потужності  $N_H$  залежно від кута атаки  $\alpha^\circ$  (у межах від  $-3,3^\circ$  до  $+18,6^\circ$ ) для повного компоновання БПС М56 «Модуль» зі стартовою масою 13 кг для висот 1000 м та 2000 м.

Таблиця 2.15 відображає результати обчислень швидкості звалювання  $V_s$  та необхідної потужності  $N_H$  від кута атаки  $\alpha^\circ$  (у межах від  $-3,3^\circ$  до  $+18,6^\circ$ ) для повного компоновання БПС М56 «Модуль» із збільшеною стартовою масою до 16 кг для висоти 0 м.

Графічну інтерпретацію результатів обчислення  $K_{\text{БПС}}$ , швидкості звалювання  $V_s$  та необхідної потужності  $N_n$  залежно від кута атаки  $\alpha^\circ$  повного компоунання БПС М56 «Модуль» показано на рис. 2.30.

Як видно з графіка, стосовно  $K_{\text{БПС}}$ , максимальна якість компоунання досягається на куті атаки близько  $\alpha \approx +7^\circ$ . При цьому необхідна потужність  $N_n$  для забезпечення швидкості польоту  $V_s \approx 14$  м/с (на висоті 0 м) дорівнює 150 – 160 Вт. Слід зауважити, що швидкість звалювання  $V_s$  – мінімальна швидкість усталеного польоту, на якій БПС ще керується.

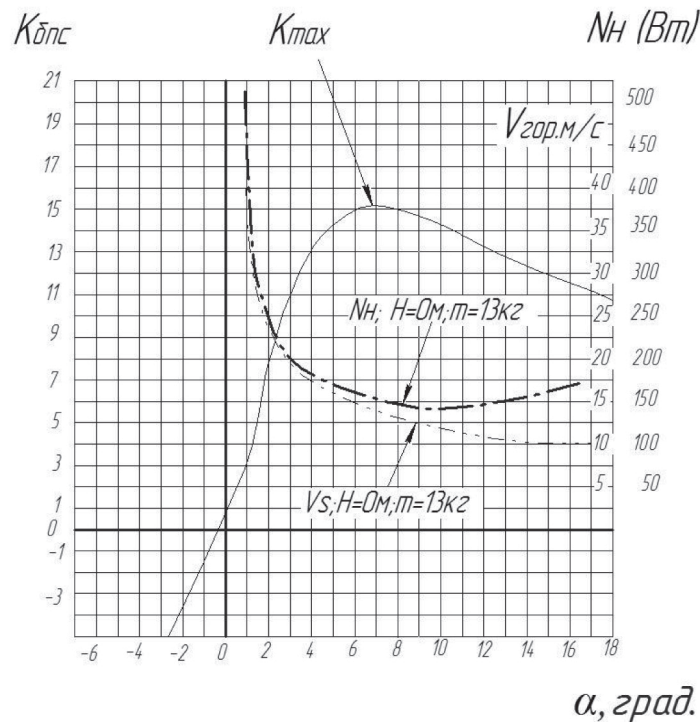


Рис. 2.30. Залежність аеродинамічної якості  $K_{\text{БПС}}$ , швидкості звалювання  $V_s$  та необхідної потужності  $N_n$  за кутом атаки для компоунання М-56 «Модуль» із профілем Boeing-B-106-R ( $Re = 0,5 \cdot 10^6$ )

#### 2.4. Кінематична та динамічна моделі руху безпілотної повітряної судна (на прикладі М-7-В5)

У процесі розроблення моделі руху БПС застосовано 12 змінних, наведених у табл. 2.16. Три з них, а саме, змінні положення та три змінних швидкості пов'язані з поступальним рухом БПС.

## Застосовані змінні для математичної моделі

$p_n$	Північна інерціальна координата положення БПС, виміряна у $F^I$ уздовж осі $I^b$
$p_e$	Східна інерціальна координата положення БПС, виміряна у $F^I$ уздовж осі $J^b$
$p_d$	Вертикальна координата БПС (вісь до центру Землі) в інерціальній системі, виміряна в $F^I$ уздовж осі $k^i$
$u$	Швидкість у зв'язаній системі координат, виміряна у $F^b$ уздовж осі $I^b$
$v$	Швидкість у зв'язаній системі координат, виміряна у $F^b$ уздовж осі $J^b$
$w$	Швидкість у зв'язаній системі координат, виміряна у $F^b$ уздовж осі $k^i$
$\phi$	Кут крену, заданий відносно $F^{v2}$
$\Theta$	Кут тангажа, заданий відносно $F^{v1}$
$\psi$	Шляховий кут (рискання), заданий відносно $F^v$
$p$	Швидкість крену, виміряна у $F^b$ уздовж осі $I^b$
$q$	Швидкість тангажа, виміряна у $F^b$ уздовж осі $J^b$
$r$	Швидкість рискання, виміряна у $F^b$ уздовж осі $k^b$
$\det(J)$	Визначник матриці, де $J$ - матриця
$\text{adj}(J)$	Приєднана матриця, де $J$ - матриця

Кутові положення також мають три складові; аналогічно обертовий рух характеризують три змінні кутових швидкостей [29].

Змінні стану БПС (рис. 2.31) подані в системі координат: на північ – на схід та донизу БПС ( $p_n, p_e, p_d$ ).

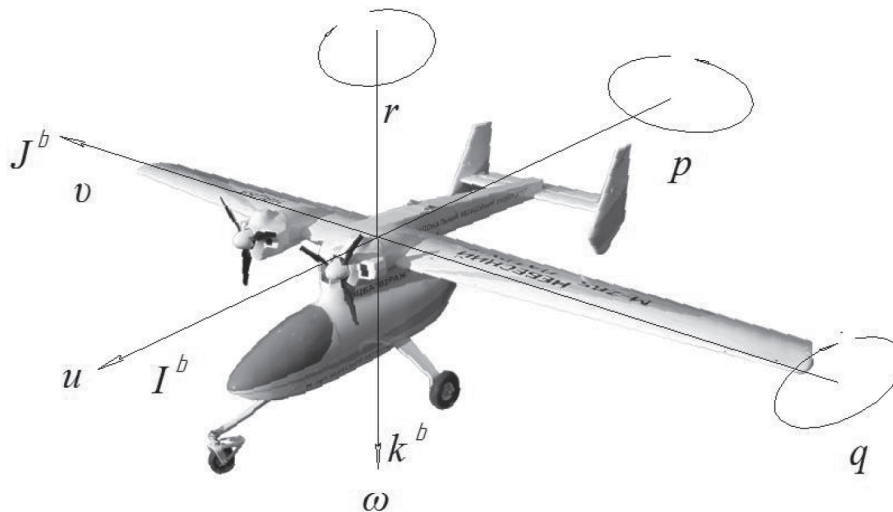


Рис. 2.31. Розташування на схемі БПС осей та відповідних змінних положення (поступального та обертового рухів)

Висота позначається як:

$$h = -p_d; \quad (2.37)$$

$U, v, \omega$  – лінійні швидкості, які визначаються відносно зв'язаної системи координат.

Аналогічним чином знаходяться кутові швидкості  $p, q$  та  $r$ .

Кути  $\varphi$ ,  $\Theta$  та  $\psi$ , відповідно кути крену, тангажа та рискання є ейлеровими кутами. За певних обставин кутові швидкості  $p$ ,  $q$  та  $r$  є похідними від кутів, а саме, лише для випадку, коли  $\varphi = \Theta = 0$ . При цьому  $p = \dot{\varphi}$ ;  $q = \dot{\Theta}$  та  $r = \dot{\psi}$ . Загалом швидкості  $p$ ,  $q$  та  $r$  є функціями похідних за часом кутів просторового положення  $\dot{\varphi}$ ,  $\dot{\Theta}$  і  $\dot{\psi}$  та кутів  $\varphi$  і  $\Theta$ .

**Кінематика руху.** У цьому випадку не враховуються маса БПС та причини руху. Лінійні швидкості  $u$ ,  $v$ ,  $w$  спроектовані на осях  $I^b$ ,  $J^b$  та  $K^b$  і відповідають інерціальній швидкості БПС. Однак положення БПС визначається також і в інерціальній системі координат. Відповідно взаємозв'язок між інерціальною швидкістю та положенням у системі координат описується диференціальним рівнянням вигляду:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} p_n \\ p_e \\ p_d \end{pmatrix} = \mathcal{R}_b^v \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} = (\mathcal{R}_b^v)^T \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}. \quad (2.38)$$

Положення БПС у зв'язаній системі координат визначається таким виразом:

$$\mathcal{R}_v^b(\varphi, \theta, \psi) = \mathcal{R}_{v2}^b(\varphi) \mathcal{R}_{v1}^2(\theta) \mathcal{R}_{v1}^1(\psi). \quad (2.39)$$

Із застосуванням перетворення системи координат БПС у зв'язану систему координат та за умови, що  $c_\varphi \triangleq \cos \varphi$  та  $s_\varphi \triangleq \sin \varphi$  отримаємо вираз:

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c_\theta c_\psi & s_\theta s_\psi & c_\psi - c_\theta s_\psi & c_\psi s_\theta c_\psi + s_\theta s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\theta c_\psi & c_\psi + c_\theta s_\psi & c_\psi s_\theta c_\psi - s_\theta s_\psi \\ -s_\theta & s_\theta c_\theta & & c_\theta c_\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}, \quad (2.40)$$

Залежність (2.40) показує взаємозв'язок між похідними положення та швидкістю без урахування сил та прискорень.

**Поступальний рух БПС.** Обґрунтовуючи поступальний рух БПС, допускаємо, що вектор швидкості у зв'язаній системі координат подається у вигляді:  $V_q^b = (u, v, w)^T$ . Дана швидкість вважається швидкістю БПС відносно Землі як така, що виражена у зв'язаній системі координат.

Похідна швидкості в інерціальній системі координат, яка записана через похідну у зв'язаній системі координат та кутову швидкість, має такий вигляд:

$$\frac{dV_q}{dt_i} = \frac{dV_q}{dt_b} + \omega_{b/i} V_q, \quad (2.41)$$

де  $\omega_{b/i}$  – кутова швидкість БПС у зв'язаній системі координат.

Додавання до рівняння (2.41) другого закону Ньютона в диференціальній формі (для тіла, що виконує поступальний рух) приводить до такого співвідношення:

$$m \left( \frac{dV_q}{dt_b} + \omega_{b/i} V_q \right) = f. \quad (2.42)$$

Співвідношення (2.42) поєднує зв'язану систему координат з другим законом Ньютона.

(У співвідношенні (2.42) символ « $m$ » подано прямим шрифтом і він означає масу БПС. Натомість символ « $m$ » курсивом надалі означає суму моментів навколо осей).

Для БПС, що маневрує, вказане співвідношення набуває вигляду:

$$m \left( \frac{dV_q^b}{dt_b} + \omega_{b/i}^b V_q^b \right) = f^b, \quad (2.43)$$

де  $V_q^b = (u, v, w)^T$ , а  $\omega_{b/i}^b = (p, q, r)^T$ ; компонента  $f^b$  означає вектор прикладення результуючої зовнішньої сили через такі його складові:

$$f^b \triangleq (f_x, f_y, f_z)^T.$$

Через те, що лінійні швидкості  $u, v, w$  є миттєвими проєкціями  $V_q^b$  на осі  $I^b, J^b$  та  $K^b$ , можна дійти висновку, що:

$$\frac{dV_q^b}{dt_b} = \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix}. \quad (2.44)$$

Розписавши детально векторний добуток (2.43) та перегрупувавши члени, отримаємо вираз:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - gw \\ pw - ru \\ gu - pv \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} f_x \\ f_u \\ f_z \end{pmatrix}. \quad (2.45)$$

**Обертовий рух БПС.** Похідна обертового моменту БПС в інерціальній системі дорівнює:

$$\frac{dh}{dt_i} = \frac{dh}{dt_b} + \omega_{b/i} \cdot h = m. \quad (2.46)$$

Це справджується за умови, коли обертові моменти пісумовуються навколо центру мас та справджується для обертання другий закон Ньютона, а саме:

$$\frac{dh}{dt_i} = m, \quad (2.47)$$

де  $h$  – внутрішній обертовий момент, векторний;  $m$  – сумарний момент, прикладений іззовні.

Співвідношення (2.45) для зв'язаної системи координат (БПС) можна подати в такому вигляді:

$$\frac{dh^b}{dt_b} + \omega_{b/i}^b h^b = m^b. \quad (2.48)$$

Із теоретичної механіки відомо [30], що обертовий момент для абсолютно твердого тіла визначається як добуток матриці інерції  $J$  на вектор кутової швидкості

$$h^b \triangleq J \omega_{b/i}^b,$$

де  $J$  наведено у вигляді такого виразу:

$$J = \begin{pmatrix} -\int (y^2 + z^2) d_m & -\int xy d_m & -\int xz d_m \\ -\int xy d_m & -\int (x^2 + z^2) d_m & -\int yz d_m \\ -\int xz d_m & -\int yz d_m & -\int (x^2 + z^2) d_m \end{pmatrix} \triangleq \begin{pmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{pmatrix}. \quad (2.49)$$

Моменти, що включені в діагоналі матриці, називаються моментами інерції ( $J_x, J_y$  та  $J_z$ ), а позадіагональні елементи – відцентровими моментами інерції. Також моменти інерції протидіють його обертанню твердого тіла (БПС) навколо відповідних осей.

Оскільки величини в матриці (2.49) прив'язані до зв'язаної системи координат (БПС) та обчислюються відносно осей  $I^b, J^b$  та  $k^b$ , то для спостерігача з борту БПС момент  $J$  є незмінним, тобто:

$$\frac{dJ}{dt_b} = 0.$$

Взявши похідні та підставивши їх у (2.48), отримаємо:

$$J \frac{d\omega_{b/i}^b}{dt_b} + \omega_{b/i}^b \cdot \left( J \omega_{b/i}^b \right) = m^b. \quad (2.50)$$

Виразом вигляду  $\frac{d\omega_{b/i}^b}{dt_b}$  у (2.50) наведений темп зміни кутової швидкості.

Оскільки  $p, q, r$  є миттєвими проєкціями  $\omega_{b/i}^b$  на осі  $I^b, J^b$  та  $k^b$ , відповідно можна стверджувати, що

$$\dot{\omega}_{b/i}^b = \frac{d\omega_{b/i}^b}{dt_b} = \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix}.$$

Після перегрупування (2.50) отримаємо:

$$\dot{\omega}_{b/i}^b = J^{-1}[-\omega_{b/i}^b \cdot (J \cdot \omega_{b/i}^b) + m^b]. \quad (2.51)$$

Унаслідок симетрії більшості БПС відносно площини, утвореної  $I^b$  та  $k^b$  (рис. 2.31), моменти  $J_{xy} = J_{yz} = 0$ , що дає змогу подати праву частину виразу (2.49) у вигляді:

$$J = \begin{pmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xz} & 0 & J_z \end{pmatrix}.$$

Відповідно до цього, знаходження обертового моменту  $J$  зводиться до такого [31]:

$$J^{-1} = \frac{adj(J)}{\det(J)} = \frac{\begin{pmatrix} J_y J_z & 0 & J_y J_{xz} \\ 0 & J_x J_z - J_{xz}^2 & 0 \\ J_y J_{xz} & 0 & J_x J_y \end{pmatrix}}{J_y J_z J_x - J_{xz}^2 J_y} = \begin{pmatrix} \frac{J_z}{\Gamma} & 0 & \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ \frac{J_{xz}}{\Gamma} & 0 & \frac{J_x}{\Gamma} \end{pmatrix},$$

де  $\Gamma \triangleq J_z J_x - J_{xz}^2$ .

Якщо складові прикладених ззовні моментів відносно осей  $I^b$ ,  $J^b$  та  $k^b$  подати у вигляді  $m^b \triangleq (l, m, n)^T$ , то (2.51) можна переписати у вигляді таких складових:

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \frac{J_z}{\Gamma} & 0 & \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ \frac{J_{xz}}{\Gamma} & 0 & \frac{J_x}{\Gamma} \end{pmatrix} \left[ \begin{pmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xz} & 0 & J_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} \right] = \\ &= \begin{pmatrix} \frac{J_z}{\Gamma} & 0 & \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ \frac{J_{xz}}{\Gamma} & 0 & \frac{J_x}{\Gamma} \end{pmatrix} \left[ \begin{pmatrix} J_{xz} p q + (J_y - J_z) q r \\ J_{xz} (r^2 - p^2) + (J_z - J_x) p r \\ (J_x - J_y) p q - J_{xz} q r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} \right] = \\ &= \begin{pmatrix} \Gamma_{1pq} - \Gamma_{2qr} + \Gamma_{3l} + \Gamma_{4n} \\ \Gamma_{5pr} - \Gamma_6 (p^2 - r^2) + \frac{1}{J} m \\ \Gamma_{7pq} - \Gamma_{1qr} + \Gamma_4 l + \Gamma_8 n \end{pmatrix}, \quad (2.52) \end{aligned}$$

де

$$\begin{aligned}
\Gamma_1 &= \frac{J_{xz}(J_x - J_y + J_z)}{\Gamma}; \\
\Gamma_2 &= \frac{J_z(J_z - J_y) + J_{xz}^2}{\Gamma}; \\
\Gamma_3 &= \frac{J_z}{\Gamma}; \\
\Gamma_4 &= \frac{J_{xz}}{\Gamma}; \\
\Gamma_5 &= \frac{J_z - J_x}{J_y}; \\
\Gamma_6 &= \frac{J_{xz}}{J_y}; \\
\Gamma_7 &= \frac{(J_x - J_y)J_x + J_{xz}^2}{\Gamma}; \\
\Gamma_8 &= \frac{J_x}{\Gamma}.
\end{aligned} \tag{2.53}$$

Результуюча математична модель кінематики та динаміки руху БПС із шістьма степенями вільності і дванадцятьма змінними станів визначається рівняннями (2.37), (2.38), (2.39) і (2.40) і може бути остаточно наведена так:

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c_\theta & c_\psi & s_\phi s_\theta & c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\psi s_\theta & c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta & c_\psi + c_\phi s_\psi & c_\psi s_\theta & c_\psi - s_\phi s_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & & c_\phi & c_\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}; \tag{2.54}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - gw \\ pw - ru \\ gu - pv \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} f_x \\ f_u \\ f_z \end{pmatrix}; \tag{2.55}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}; \tag{2.56}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr \\ \Gamma_5 pr - \Gamma_6 (p^2 - r^2) \\ \Gamma_7 pq - \Gamma_1 qr \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Gamma_3 l + \Gamma_4 n \\ \frac{1}{J_y} m \\ \Gamma_4 l + \Gamma_8 n \end{pmatrix}. \tag{2.57}$$

## 2.5. Результати продування аеродинамічної моделі безпілотною повітряною судна М-7-В5 «Небесний патруль»

**Аеродинамічні характеристики моделі літака.** Під час продування в аеродинамічній трубці ТАД-2 НАУ досліджувалися статичні аеродинамічні характеристики моделі літака М-7-В5 «Небесний патруль».

Метою досліджень було визначення аеродинамічних характеристик моделі літака при різному положенні механізації крила, різних кутах відхилення керм висоти і напрямку, флаперонів, кута установлення горизонтального оперення залежно від кута атаки і ковзання.

Аеродинамічні характеристики визначалися у вагових випробуваннях в аеродинамічній трубці, максимальна швидкість у якій досягала 37 м/с. Аеродинамічна труба ТАД-2 є трубою прямої дії із закритою перфорованими стінками робочою частиною, розташованою в камері Ейфеля. Ступінь перфорації стінок робочої частини – 9,5 %. Поперечний переріз робочої частини восьмикутний: завширшки 4 м, заввишки 2,5 м і площею 9 м<sup>2</sup>. Вимірювання аеродинамічних навантажень на модель здійснювалося на шестикомпонентній електротензометричній вазі. Знімання й оброблення даних здійснювалися вимірювально-обчислювальним комплексом на базі ПЕОМ [32].

Продувальна модель літака виготовлена в масштабі 1:3. Геометричні характеристики моделі і параметрів підвіски моделі на вазі 6-КЕТВ:

$$l_x = 600 \text{ мм} - \text{поздовжня база підвіски};$$

$$l_z = 1000 \text{ мм} - \text{поперечна база підвіски};$$

$$\bar{x}_T = 140 \text{ мм}; \bar{y}_T = 120 \text{ мм} - \text{координати умовного центру мас.}$$

### **Крило**

$$l = 2 \text{ м} - \text{розмах крила};$$

$$b_A = 0,194 \text{ м} - \text{середня аеродинамічна хорда};$$

$$S = 0,37 \text{ м}^2 - \text{площа крила};$$

$$\bar{c} = 18 \% - \text{відносна товщина профілю};$$

$$\psi = -0^\circ 4' - \text{кут поперечної V-подібності крила по лінії 1/4 хорд};$$

$$\lambda = -11,25 - \text{видовження крила};$$

$$\eta = -1,63 - \text{звуження крила};$$

$$\chi_{1/4} = 4^\circ 19' - \text{кут стрілоподібності.}$$

### **Закрилки**

тип – однощільніні висувні;

$l_{\Phi} = 1,216$  м – розмах закрилків;

$b_{\Phi} = 0,064$  м – хорда закрилків;

$S_{\Phi} = 0,08$  м<sup>2</sup> – площа закрилків.

### **Флаперони**

тип – однощільніні;

$l_{\Phi} = 0,757$  м – розмах флаперонів;

$b_{\Phi} = 0,084$  м – хорда флаперонів;

$S_{\Phi} = 0,1714$  м<sup>2</sup> – площа флаперонів.

### **Горизонтальне оперення**

$S_{ГО} = 0,115$  м<sup>2</sup> – площа горизонтального оперення;

$b_{АГО} = 0,16$  м – САХ горизонтального оперення;

$l_{ГО} = 0,72$  м<sup>2</sup> – розмах ГО;

$\lambda_{ГО} = 3,65$  – видовження ГО;

$\eta_{ГО} = 1$  – звуження ГО;

$\chi_{ГО1/4} = 0$  – кут стрілоподібності ГО;

$A_{ГО} = 0,48$  – коефіцієнт статичного моменту площі ГО;

$\bar{c}_{ГО} = 10$  % – відносна товщина профілю ГО;

$b_{в} = 0,08$  м – хорда керма висоти;

$\delta_{в} = \begin{matrix} -31^{\circ} \\ +18^{\circ} \end{matrix}$  – діапазон кутів відхилення керма висоти.

### **Вертикальне оперення**

$S_{ВО} = 0,0468$  м<sup>2</sup> – площа вертикального оперення;

$b_{АВО} = 0,18$  м – САХ вертикального оперення;

$\lambda_{ВО} = 1,4$  – видовження ВО;

$\eta_{ВО} = 1$  – звуження ВО;

$\chi_{ВО1/4} = 15^{\circ}$  – кут стрілоподібності ВО;

$A_{ВО} = 0,186$  – коефіцієнт статичного моменту площі ВО;

$\bar{c}_{ВО} = 10$  % – відносна товщина профілю ВО.

**Варіанти конфігурацій моделі літака.** Варіанти конфігурацій моделі літака, що були досліджені в експерименті, наведені в табл. 2.17 при зміні кута атаки і в табл. 2.18 при зміні кута ковзання. Діапазон зміни кутів атаки охоплював як від'ємні значення, так і

позитивні закритичні значення  $\alpha = -12^\circ \dots +22^\circ$ , діапазон зміни кутів ковзання становив  $\beta = -11^\circ \dots +22^\circ$ .

Таблиця 2.17

**Варіанти досліджень моделі літака за кутом атаки**

1	P1a	0	0	0	0	0	0	Примітка
2	P19	0	0	0	0	0	0	Повтор
3	P43	0	0	0	0	0	0	Повтор
4	P7	0	8	0	0	0	0	
5	P8	0	18	0	0	0	0	
6	P9	0	23	0	0	0	0	
7	P6a	0	-11	0	0	0	0	
8	P22	0	-16	0	0	0	0	
9	P21	0	-21,5	0	0	0	0	
10	P20в	0	-26	0	0	0	0	
11	P23	0	-30	0	0	0	0	
12	P10	0	0	-11	0	0	0	
13	P11	0	0	-20	0	0	0	
14	P12	0	0	-25	0	0	0	
15	P24	10	0	0	0	0	0	
16	P25	20	0	0	0	0	0	
17	P29	25	0	0	0	0	0	
18	P26	30	0	0	0	0	0	
19	P27	35	0	0	0	0	0	
20	P28	40	0	0	0	0	0	
21	P13	0	0	0	10	0	0	
22	P14a	0	0	0	22	0	0	
23	P15	0	0	0	31	0	0	
24	P16	0	0	0	-7	0	0	
25	P17	0	0	0	-17	0	0	
26	P18	0	0	0	-26,5	0	0	
27	P44	0	0	0	0	0	-4,33	
28	P45	0	0	0	0	0	-2,17	
29	P46	0	без г.о.	без в.о.	0	0	0	
30	P38	0	-21	-20	0	0	0	
31	P35	30	0	0	25	25	0	
32	P34	30	-26	0	25	25	0	
33	P33	30	-30	0	25	25	0	
34	P36	30	-11	0	0	0	0	
35	P30	30	-16	0	0	0	0	
36	P31	30	-26	0	0	0	0	
37	P32	30	-30	0	0	0	0	
38	P37	30	-21	-20	0	0	0	
39	P47	0	0	0	0	0	0	Держак $\beta$

Крім того, було здійснено додаткове продування для визначення впливу числа  $Re$  на значення аеродинамічних коефіцієнтів, виконано продування моделі в льотному положенні для з'ясування істинного значення кута атаки моделі при нульовому положенні

балки  $\alpha$ -механізму. При цьому кут установлення крила відносно будівельної горизонталі фюзеляжу за даними вимірювань за допомогою оптичного квадранта склав  $20^\circ$ . На підставі отриманих результатів були враховані поправки до кутів атаки в попередніх експериментах. Таким чином, на графіках залежностей аеродинамічних коефіцієнтів кут атаки відповідає істинному куту атаки по хорді крила.

Таблиця 2.18

**Варіанти досліджень моделі літака за кутом ковзання**

№ з/п	Номер протоколу	$\delta_z^0$	$\delta_{р.в}^0$	$\delta_{р.н}^0$	$\delta_{фл.пр}^0$	$\delta_{фл.л}^0$	$\varphi_{ст}^0$	Примітка
1	P48	0	0	0	0	0	0	
2	P49	0	0	-11	0	0	0	
3	P50a	0	0	19	0	0	0	
4	P51	0	0	0	31	0	0	
5	P52	0	0	0	-26,5	0	0	
6	P53в	0	18	0	0	0	0	
7	P54	0	-26	0	0	0	0	

На рис. 2.32 та 2.33 показані фото моделі літака в процесі експерименту в робочій частині під час досліджень по куту атаки  $\alpha$ . На рис. 2.34 показано модель літака в конфігурації без г.о. і без в.о. На рис. 2.35 зображено модель під час визначення впливу поздовжнього держака на аеродинамічні коефіцієнти. На рис. 2.36 показано модель на підвісці ваги в робочій частині під час продування по куту ковзання  $\beta$ .

Під час оброблення результатів випробувань враховані сили від підвіски і поперечного держака моделі при продуванні по куту ковзання. Результати досліджень наведені у вигляді залежностей аеродинамічних коефіцієнтів від кута атаки або ковзання для різних конфігурацій моделі літака, які відрізнялися відхиленням механізації крила або керм на певні кути.

У результатах досліджень не врахований вплив обдування гвинтами поверхні моделі літака на аеродинамічні коефіцієнти.

Коефіцієнти аеродинамічних сил  $c_x, c_y, c_z$  зображені в проєкціях на осі  $OY_e, OX_e, OZ_e$  напівзв'язаної системи координат; для спрощення запису індекси «e» при коефіцієнтах опущені. Коефіцієнти аеродинамічних моментів  $m_x, m_y, m_z$  наведені у зв'язаній системі координат.

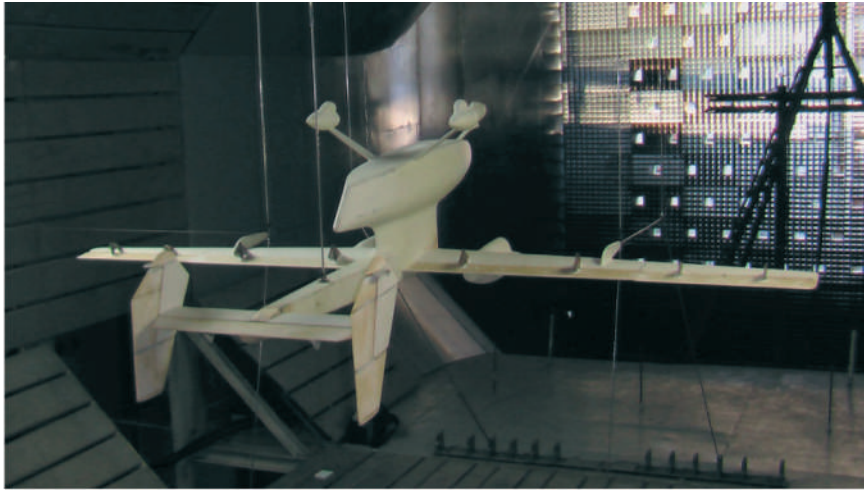


Рис. 2.32. Модель літака в робочій частині аеротруби під час продування по  $\alpha$

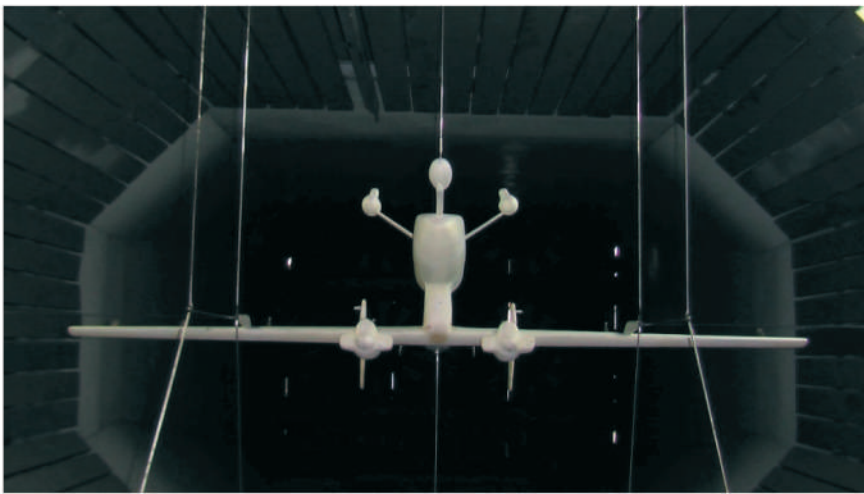


Рис. 2.33. Модель літака в робочій частині аеротруби в трубному положенні

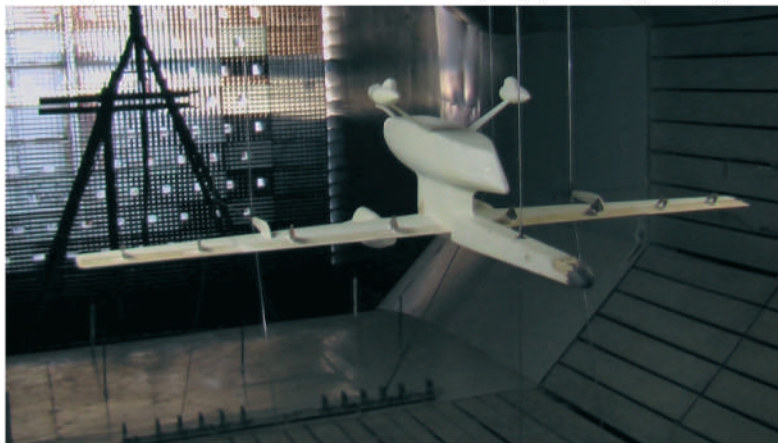


Рис. 2.34. Модель літака в конфігурації без оперення

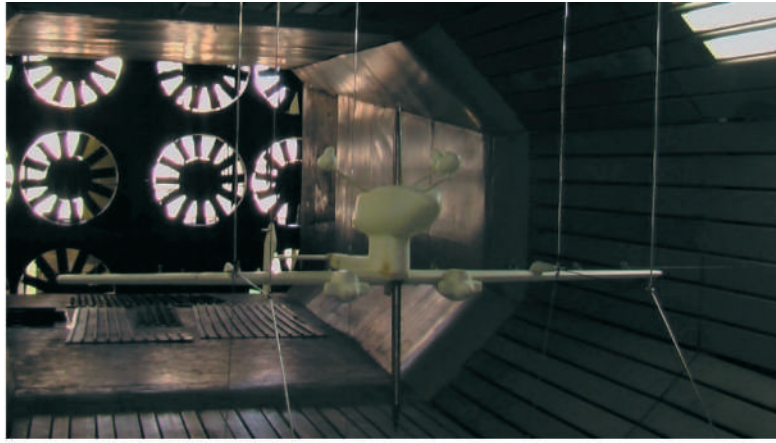


Рис. 2.35. Модель літака з поздовжнім держачком

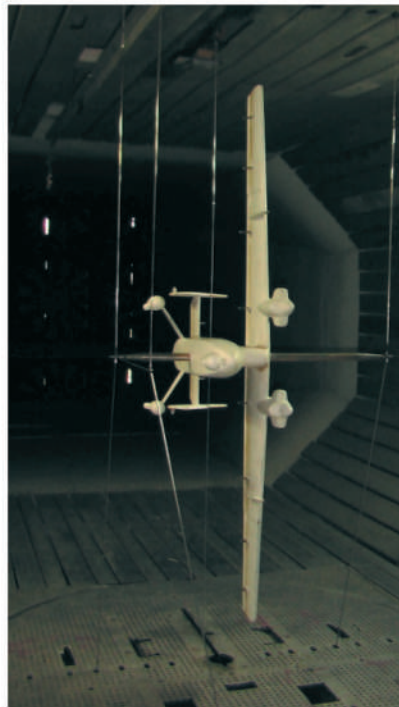


Рис. 2.36. Модель літака в робочій частині аеротруби під час продування по  $\beta$

На рис. 2.37 показано вплив числа  $Re$  на аеродинамічні коефіцієнти моделі, що свідчить про практичне досягнення зони автомодельності у зміні коефіцієнтів за числом  $Re$  при продуваннях на швидкості повітряного потоку більше ніж 35 м/с. Модель при цьому була в початковій або льотній конфігурації, у якій не було відхилення механізації і керм.

**Отримані характеристики продування моделі безпілотного літака.** Для контролю повторюваності результатів продування протягом періоду експерименту виконувалося продування моделі в початковій конфігурації. На рис. 2.37 показані результати таких продувань, накладених на один графік, що свідчить про незмінність характеристик моделі в часі за період проведення експерименту. Крім того, з графіка

видно вплив випадкової складової похибки визначення аеродинамічних коефіцієнтів. Для польотної конфігурації можна зазначити, що величина критичного кута атаки становить  $16^\circ$ , лінійна ділянка залежності  $C_y = f(\alpha)$  досягає  $8^\circ$ . Судячи з поведінки залежності  $m_z = f(\alpha)$  в області критичного кута атаки, повний зрив потоку з верхньої поверхні крила має місце вже на  $14^\circ \dots 15^\circ$ , хоча  $C_y$  продовжує дещо збільшуватися до  $16^\circ$ . Зменшення піднімальної сили на закритичних кутах атаки має плавний характер.

На рис. 2.38 показано зміну аеродинамічної якості моделі літака за кутом атаки, з якої видно, що максимальна якість досягає в польотній конфігурації значення 12 і має місце в діапазоні кутів атаки  $3^\circ \dots 8^\circ$ . На рис. 2.39 показано поляру моделі літака для польотної конфігурації.

Із графіків на рис. 2.40 видно, що критичні кути атаки зменшуються при відхиленні закрилків з  $\alpha_{кр} = 16^\circ$  при не відхилених закрилках до  $\alpha_{кр} = 12^\circ$  при закрилках, відхилених на  $\delta_z = 10^\circ$  і до  $\alpha_{кр} = 10,8^\circ$  при закрилках, відхилених на  $\delta_z = 30^\circ$ . Подальше відхилення закрилків стає неефективним, піднімальна сила не збільшується, а при  $\delta_z = 40^\circ$  суттєво зменшується, критичний кут атаки при  $\delta_z = 35^\circ$  становив лише  $\alpha = 5,8^\circ$ , при чому перед цим кутом ділянка залежності  $C_y = f(\alpha)$  була майже лінійною. Але поведінка залежності  $C_y = f(\alpha)$  у закритичній області кутів атаки не приводить до різкого і суттєвого зменшення піднімальної сили. Поведінка залежностей  $m_z = f(\alpha)$  цілком відповідає поведінці залежностей  $C_y = f(\alpha)$  для відповідних кутів відхилення закрилків. Плавне збільшення від'ємного значення похідної  $m_z^\alpha$  на кутах атаки понад  $8^\circ$  свідчить про поступовий розвиток зриву на верхній поверхні крила для всіх кутів відхилення закрилків у межах до  $30^\circ$ . Привертає увагу незначний вплив відхилення закрилків на поздовжній момент для обраного положення умовного центру мас моделі літака. Вплив відхилення закрилків на аеродинамічну якість моделі літака і поляру показаний на рис. 2.41.

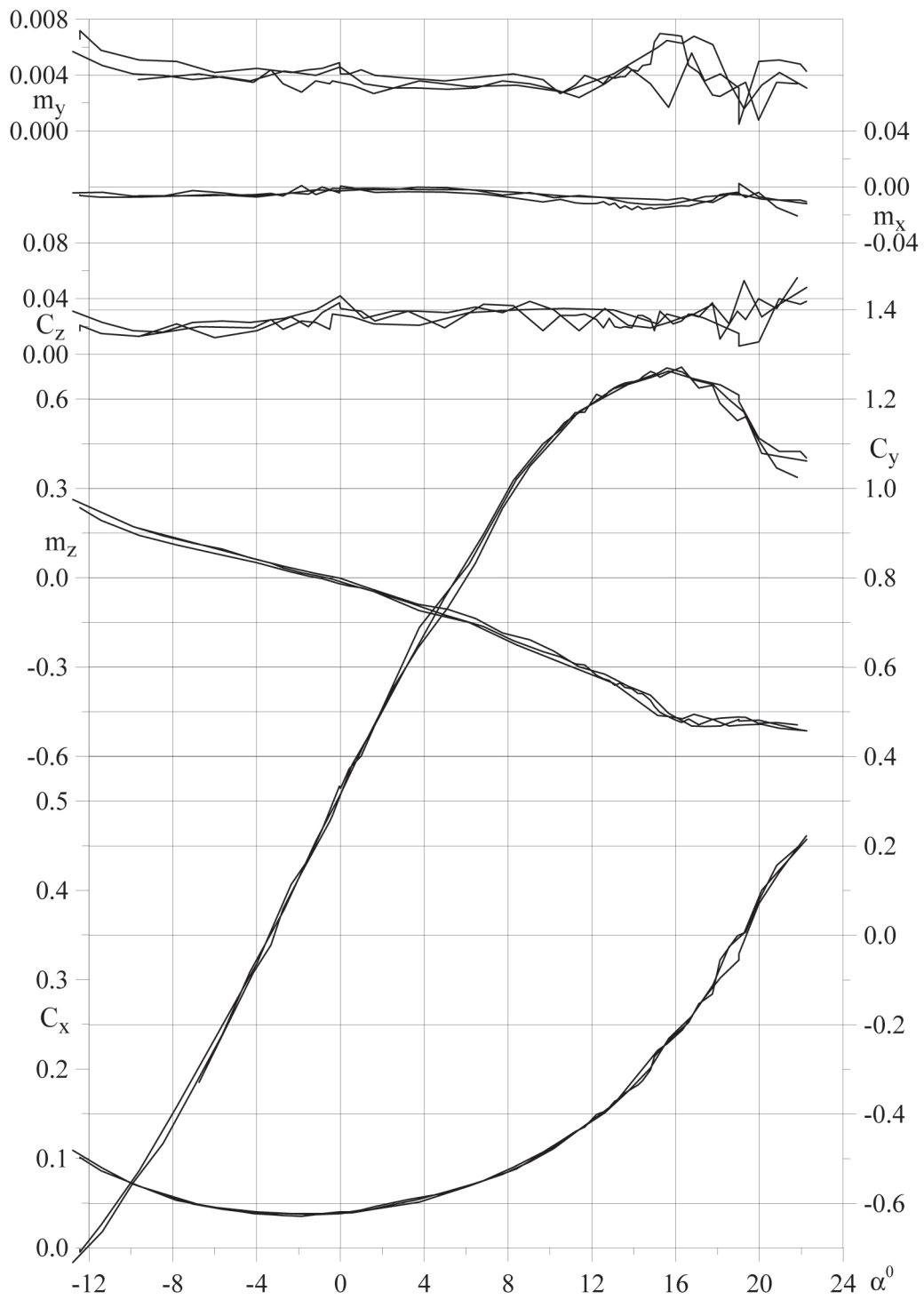


Рис. 2.37. Повторюваність результатів експерименту з визначення аеродинамічних коефіцієнтів, протоколи №№ P1a, P19, P43

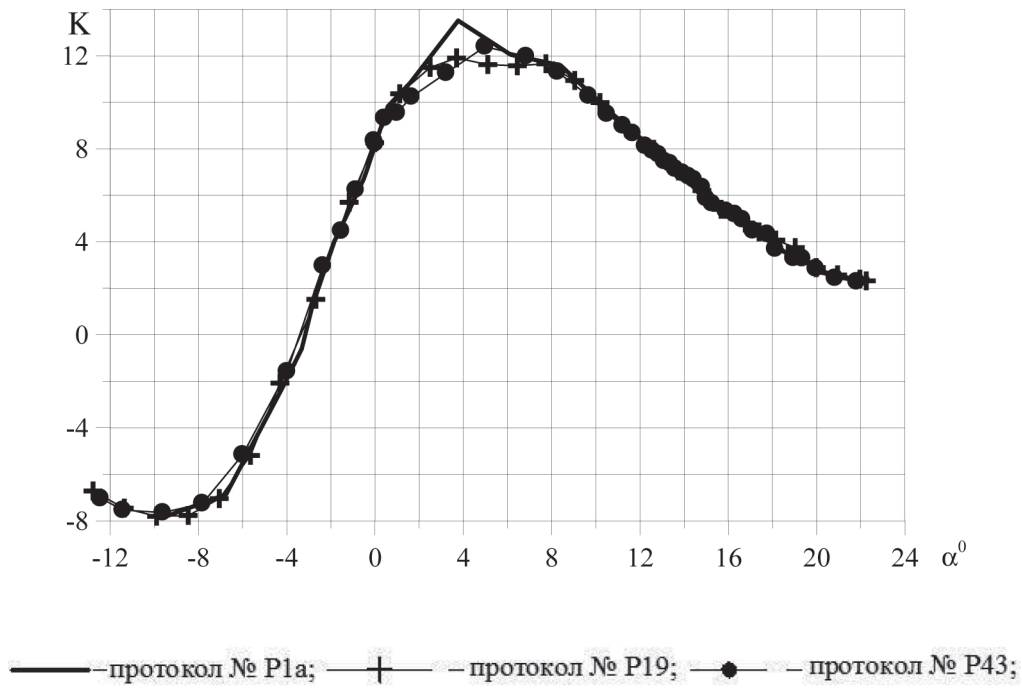


Рис. 2.38. Аеродинамічна якість моделі літака в польотній конфігурації  $\delta_3 = 0$

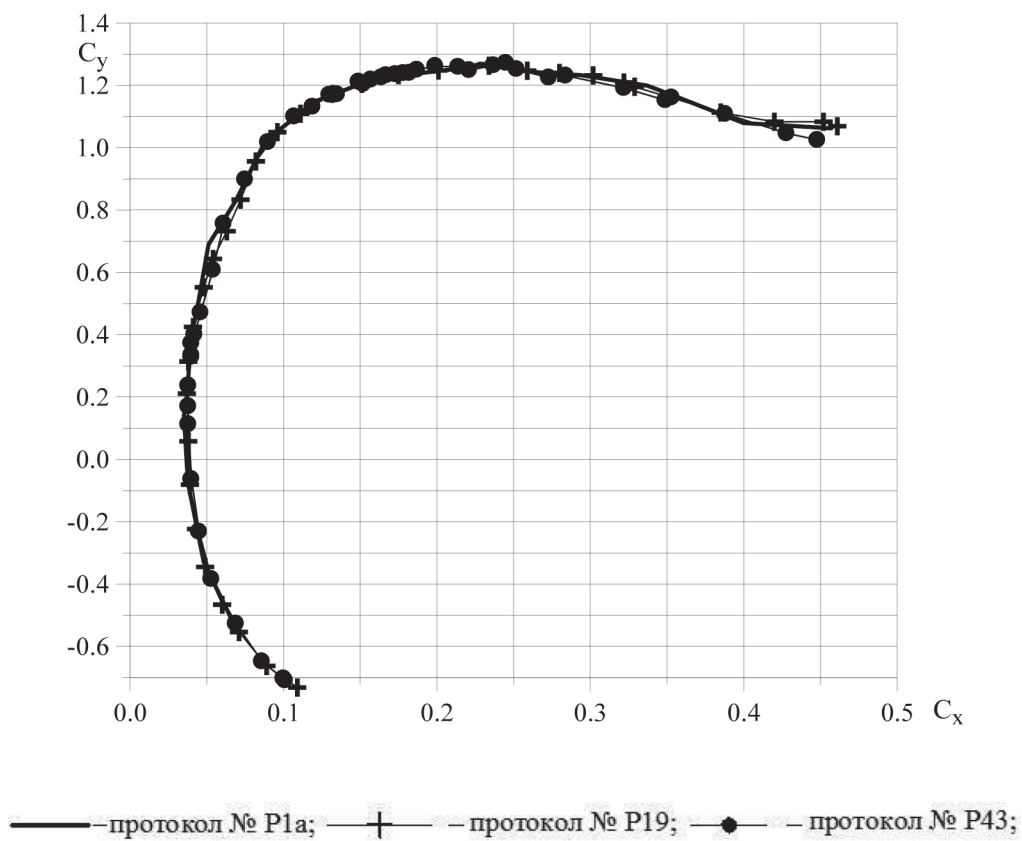


Рис. 2.39. Поляра моделі літака в польотній конфігурації  $\delta_3 = 0$

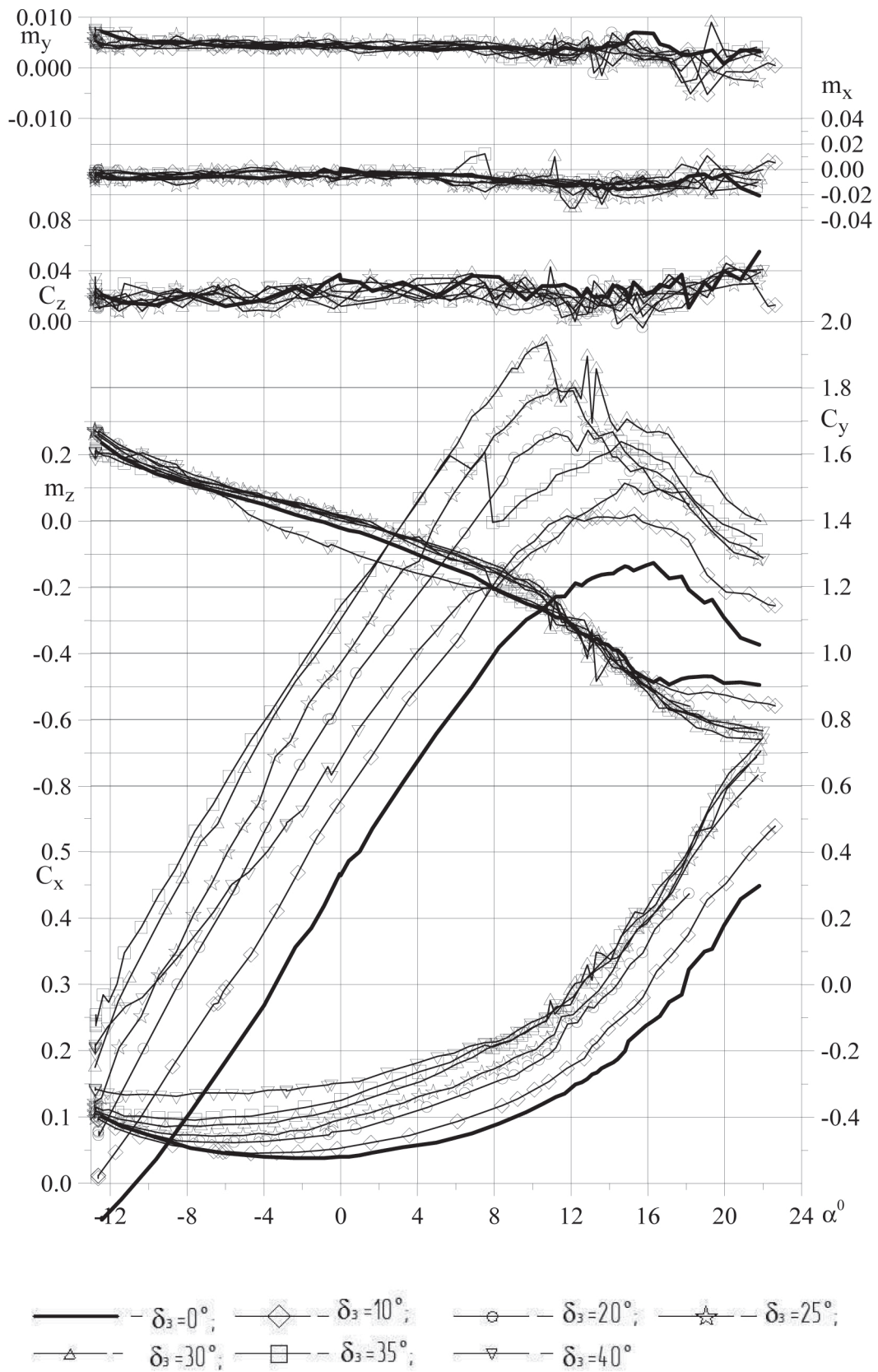


Рис. 2.40. Вплив відхилення закрилків на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі за кутом атаки

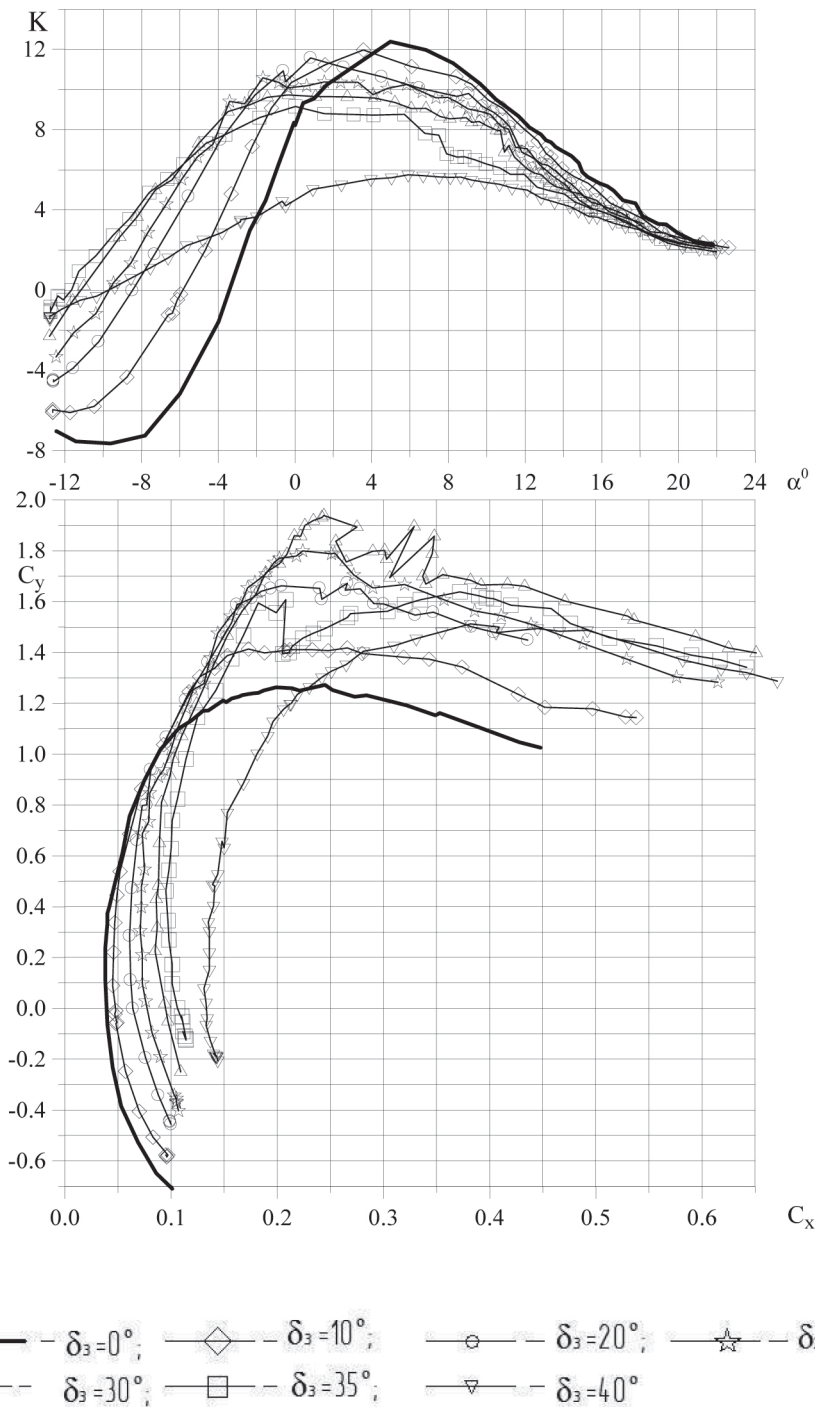


Рис. 2.41. Вплив відхилення закрилків на аеродинамічну якість і полярю моделі літака

На рис. 2.42 та 2.43 показано вплив відхилення керма висоти на аеродинамічні характеристики при схованих закрилках. Відхилення керма висоти вгору призводить до суттєвого зменшення піднімальної сили в усьому досліджуваному діапазоні кутів атаки, у тому числі до зменшення  $C_{y \max}$  при майже незмінному значенні критичного кута атаки  $\alpha_{\text{кр}}$ . При цьому вплив на лобовий опір у певному діапазоні кутів атаки невеликий і помітно менший ніж при відхиленні керма висоти вниз у тому самому діапазоні кутів  $\alpha = 0 \dots 15^\circ$ .

При відхиленні керма висоти вниз дещо збільшується піднімальна сила і значення  $C_{y \max}$  при незмінному  $\alpha_{\text{кр}}$ . Із залежностей  $m_z = f(\alpha)$  на рис. 2.43 видно, що ефективність керма висоти  $m_z^\delta$  залишається постійною майже до  $-26^\circ$  при відхиленні його вгору в діапазоні кутів атаки  $4^\circ \dots 12^\circ$  і дещо зменшується за межами цього діапазону, залишаючись постійною при відхиленні керма до  $-21,5^\circ$ . Ефективність керма висоти  $m_z^\delta$  при його відхиленні вниз залишається такою, як і при відхиленні вгору до кута  $8^\circ$ , а далі різко зменшується ( $y \sim 15$  разів) і при відхиленні більше  $18^\circ$  майже відсутня в околі кута атаки  $8^\circ$ . Це явище є наслідком потрапляння горизонтального оперення в аеродинамічну тінь від крила і фюзеляжу. При кутах атаки менше ніж  $6^\circ$  має місце зворотна реакція поздовжнього моменту на відхилення керма висоти більше як  $18^\circ$ . При великих від'ємних значеннях кута атаки  $-12^\circ \dots -11,5^\circ$  і відхиленні керма висоти до  $-21,5^\circ \dots -26^\circ$  похідна  $m_z^\alpha$  змінює знак, що свідчить про появу зриву потоку на нижній поверхні горизонтального оперення. При куті відхилення керма висоти на  $-31^\circ$  зазначене явище починається на кутах атаки менше як  $-6^\circ$ .

Відхилення керма напрямку в польотній конфігурації майже не вплинуло на значення  $\alpha_{\text{кр}}$  і не суттєво зменшило значення  $C_{y \max}$  при його відхиленні більше ніж  $11^\circ$ , як це показано на рис. 2.44. Також має місце збільшення коефіцієнта лобового опору і невеликий позитивний приріст коефіцієнта поздовжнього моменту. Ефективність керма напрямку при створенні моменту рискання  $m_y$  залишається постійною до кута відхилення  $20^\circ$ , далі дещо зменшується.

На рис. 2.45 показано вплив одночасного відхилення керм висоти і напрямку на аеродинамічні характеристики порівняно з випадками їх окремого відхилення в польотній конфігурації. Одночасне відхилення керм майже не вплинуло на ефективність кожного з них окремо.

Вплив відхилення правого флаперона (елерона) на аеродинамічні характеристики моделі літака наведені на графіках рис. 2.46. Відхилення флаперона вгору призводить до зменшення піднімальної сили на  $0,1 \dots 0,15$  і невеликого збільшення  $\alpha_{\text{кр}}$  на  $\sim 0,9^\circ$  при  $\delta_{\text{флап}} = -26,5^\circ$ . Відхилення флаперона вниз, навпаки, дещо зменшує  $\alpha_{\text{кр}}$  і збільшує піднімальну силу приблизно тією самою мірою, що і при відхиленні флаперона вгору. Ефективність флаперона при створенні моменту крену  $m_x$  суттєво зменшується при його відхиленні вгору понад  $-17^\circ$ , а при відхиленні вниз – понад  $+22^\circ$ .

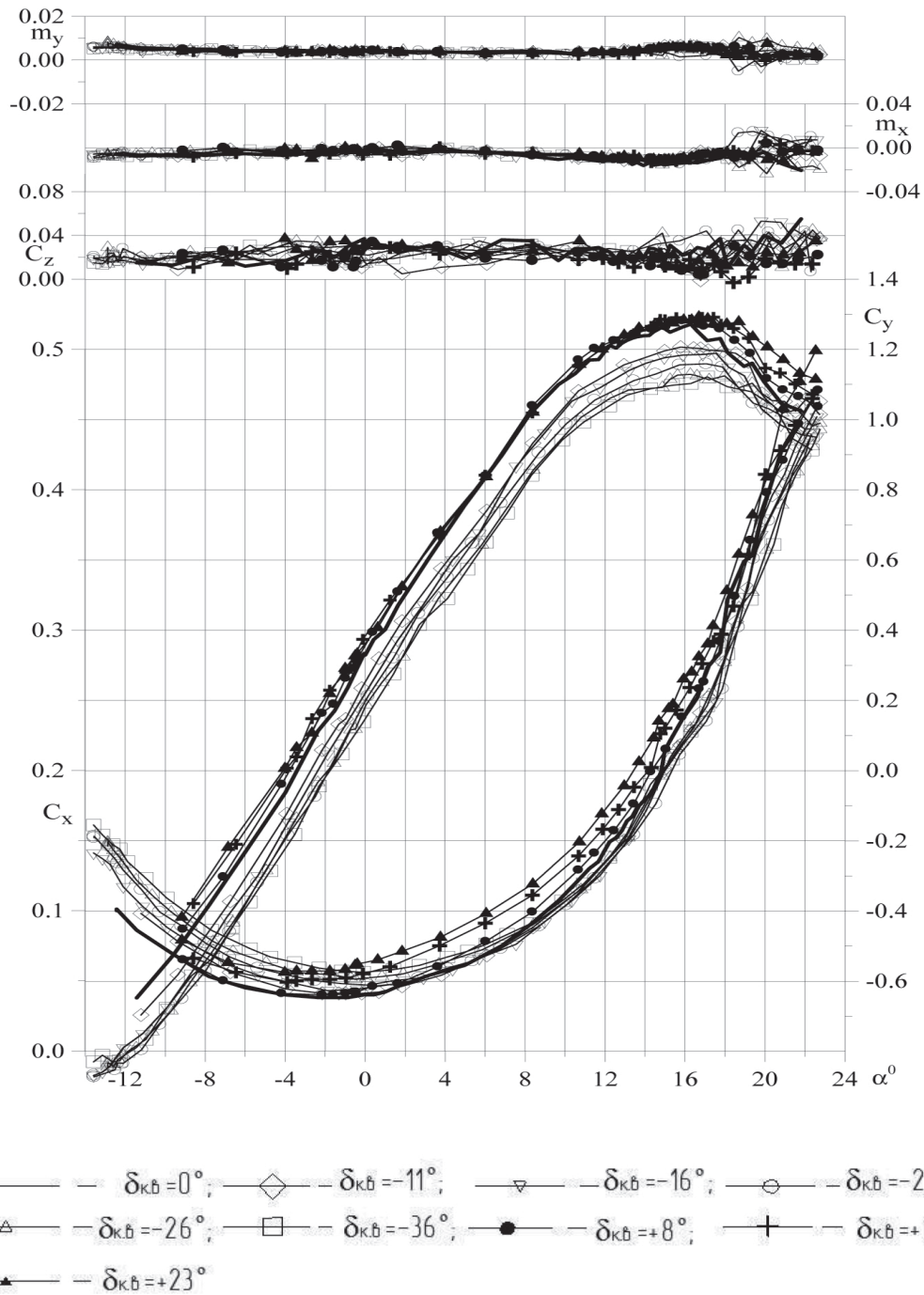


Рис. 2.42. Вплив відхилення керма висоти на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі за кутом атаки

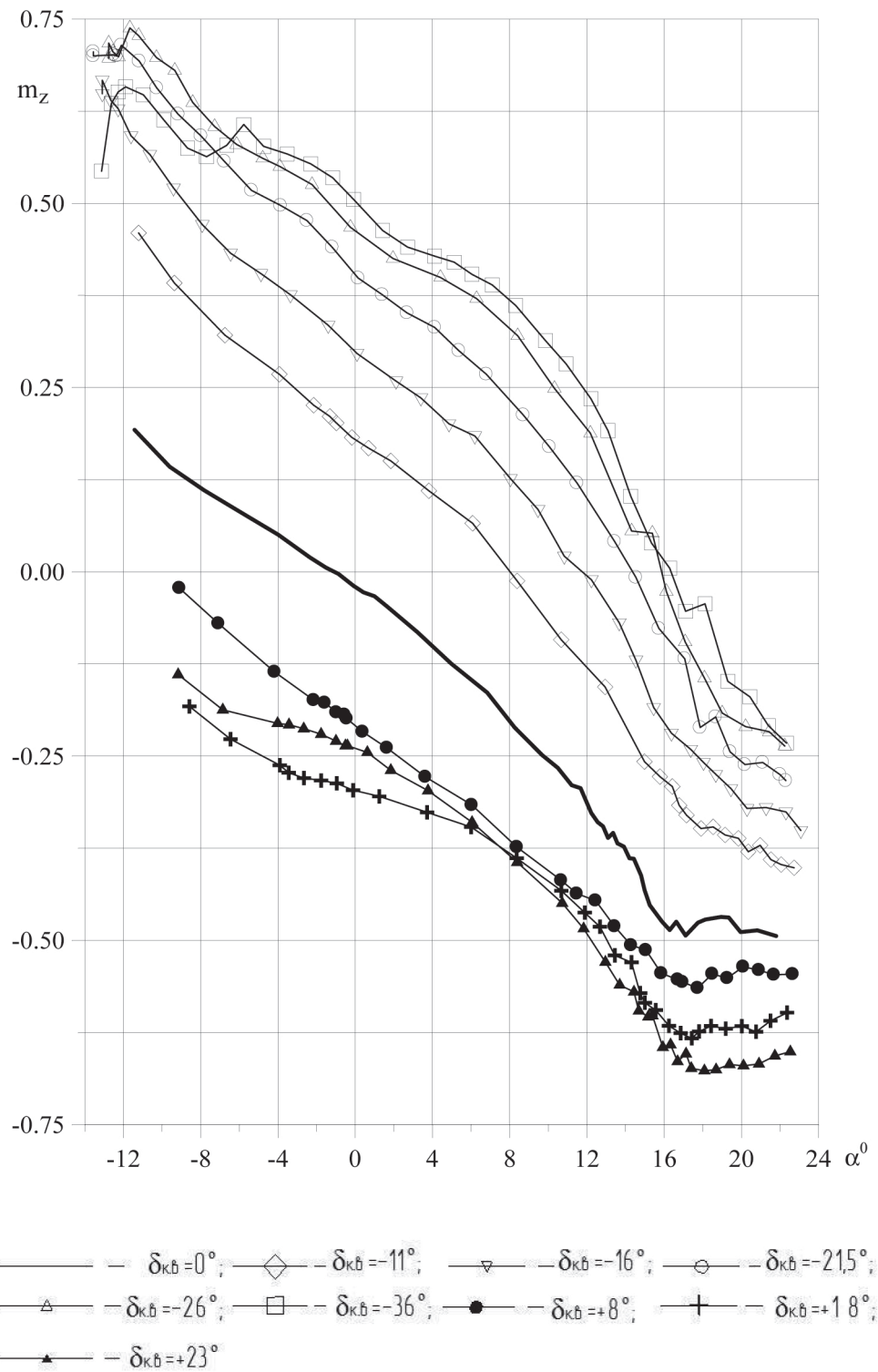


Рис. 2.43. Вплив відхилення керма висоти на зміну коефіцієнта  
 поздовжнього моменту моделі за кутом атаки

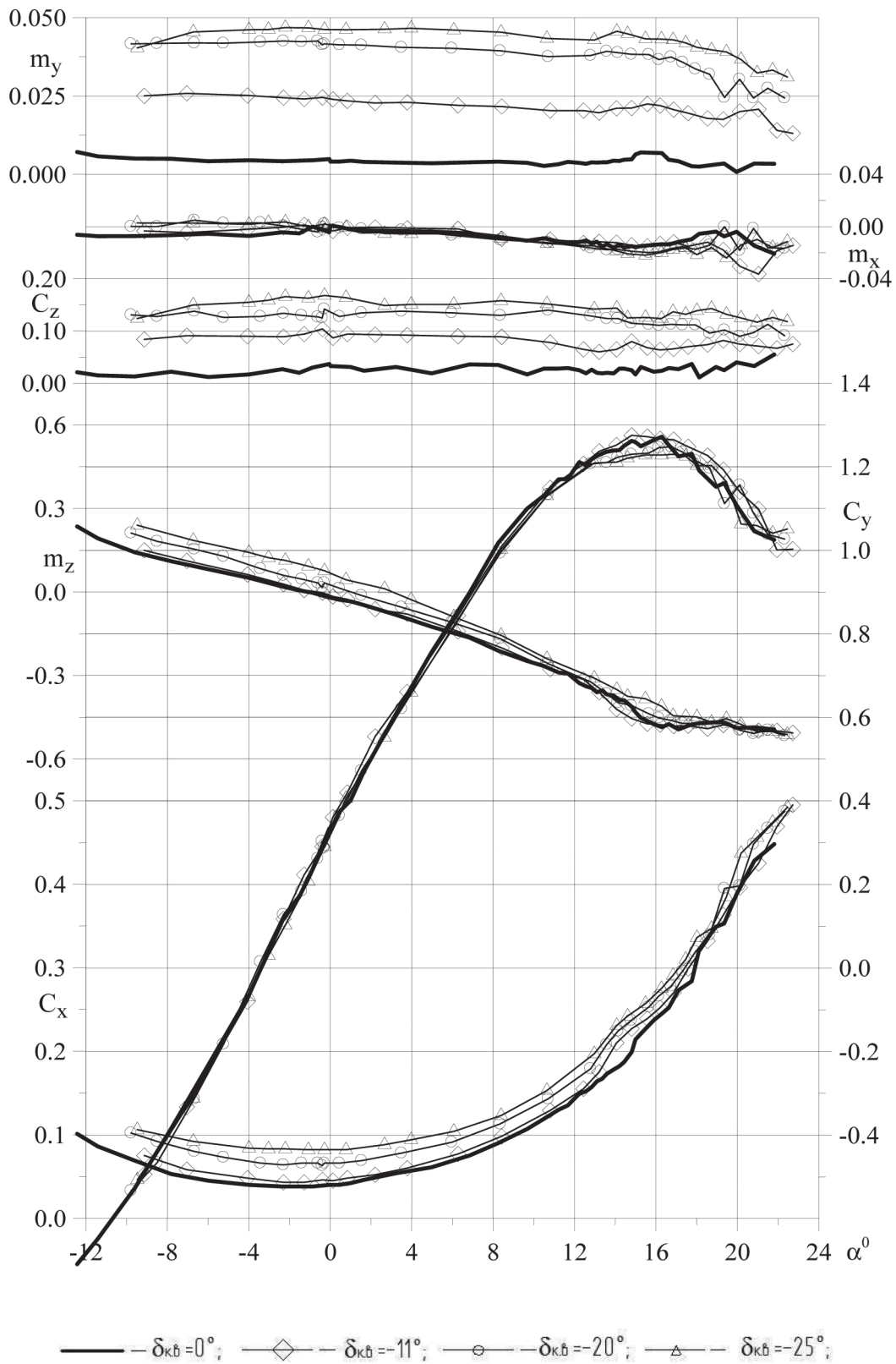


Рис. 2.44. Вплив відхилення керма напрямку на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі за кутом атаки

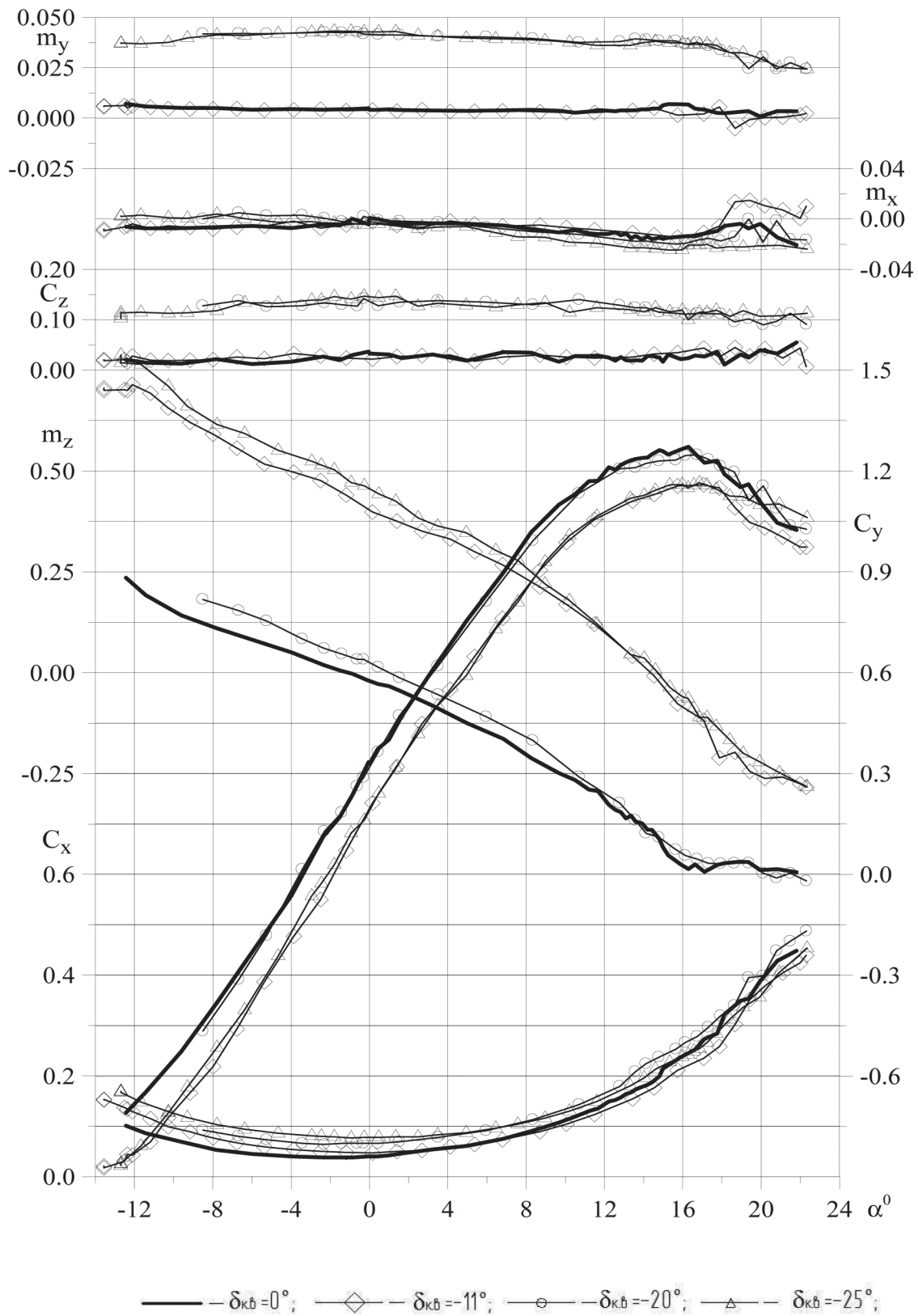


Рис. 2.45. Вплив одночасного відхилення керма висоти і керма напрямку на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі за кутом атаки для польотної конфігурації

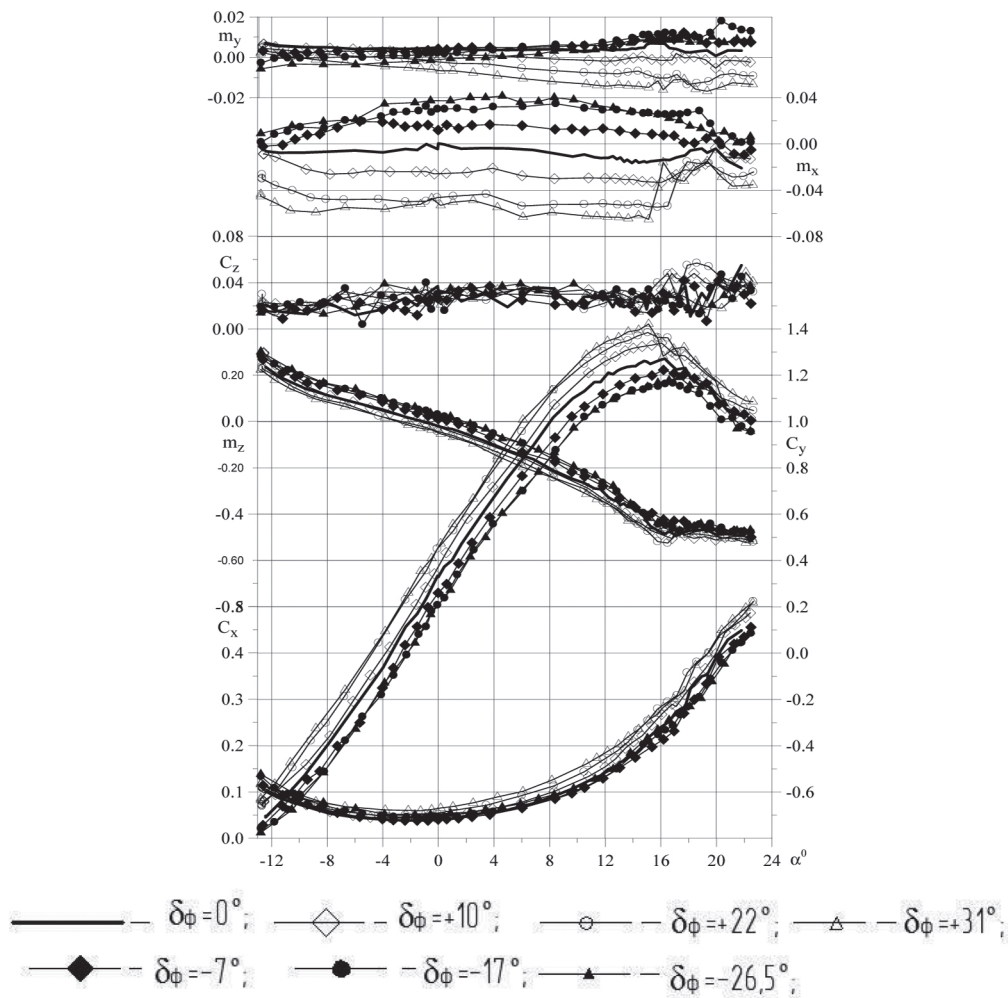


Рис. 2.46. Зміна аеродинамічних коефіцієнтів моделі за кутом атаки при відхиленні правого флаперона

Ефективність флаперона при відхиленні вниз зберігається до критичного кута атаки, а далі різко зменшується внаслідок відриву потоку з верхньої поверхні крила в місці розташування флаперона. При відхиленні флаперона вгору його ефективність падає при від'ємних кутах атаки понад  $-4^\circ \dots -6^\circ$  унаслідок відриву потоку з нижньої поверхні крила в місці розташування флаперона. Різниця в ефективності флаперона при відхиленні вгору і вниз може бути компенсована диференціальним відхиленням правого і лівого флаперонів. Поведінка коефіцієнта моменту ристання  $m_y$  за кутом атаки відповідає зміні коефіцієнта лобового опору при відхиленому флапероні.

У конфігурації моделі з відхиленими закрилками на  $30^\circ$  відхилення керма висоти вгору призводить до зменшення піднімальної сили і зменшення критичного кута атаки на  $1,3^\circ$  при  $\delta_{к.в} = -31^\circ$ , що ілюструє графік на рис. 2.47. Ефективність керма висоти починає зменшуватися на кутах атаки менших ніж  $-0,5^\circ$  при  $\delta_{к.в} = -31^\circ$  унаслідок відриву потоку з

нижньої поверхні горизонтального оперення на великих від'ємних кутах атаки, що мають місце внаслідок великого скосу потоку відхиленим закрилком. У межах відхилення керма висоти до  $-26,5^\circ$  ефективність керма висоти майже постійна і приблизно така сама, як і в польотній конфігурації в діапазоні кутів атаки від  $-2^\circ$  до критичного кута атаки, за винятком конфігурації з  $\delta_{к.в} = -11^\circ$ , де ефективність керма різко впала на кутах атаки більше ніж  $9^\circ$ .

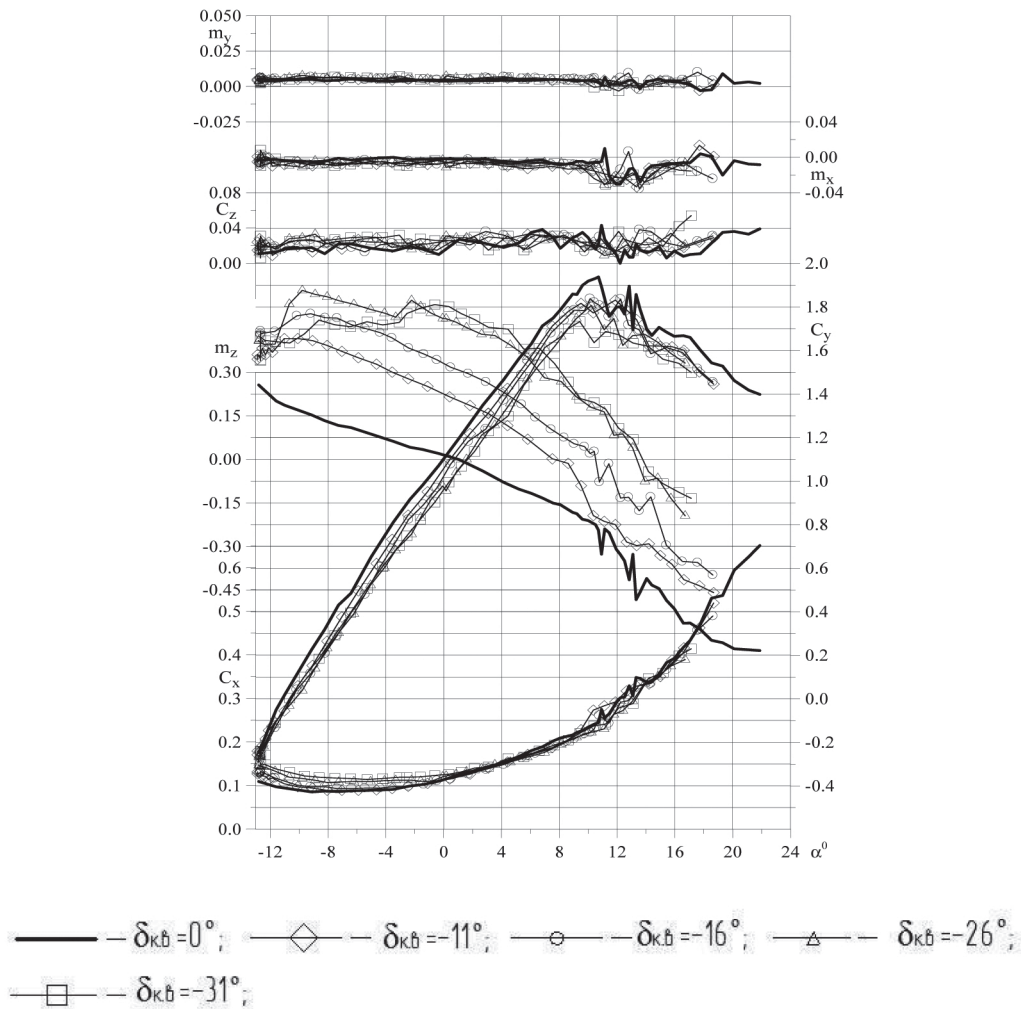


Рис. 2.47. Вплив відхилення керма висоти на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі в конфігурації з  $\delta_z = 30^\circ$

Випускання флаперонів у режимі закрилків на  $25^\circ$  одночасно з випусканням закрилків на  $30^\circ$  призвело до збільшення  $C_{y \max}$  на 0,2, критичний кут атаки можна вважати, що не змінився (рис. 2.48). Вплив відхилення керма висоти на аеродинамічні характеристики залишився той самий, що і в конфігурації з прибраними флаперонами при  $\delta_z = 30^\circ$  (рис. 2.47). Випуск флаперонів додав від'ємний приріст до поздовжнього моменту в конфігурації з  $\delta_z = 30^\circ$ .

На рис. 2.49 показано вплив одночасного відхилення керма висоти і керма напрямку в конфігурації з  $\delta_z = 30^\circ$  на аеродинамічні коефіцієнти у функції кута атаки. Одночасне відхилення керм не вплинуло на їх ефективність. Плавний відрив потоку на горизонтальному оперенні при відхиленні керма висоти на  $-21,5^\circ$  починається на від'ємних кутах атаки менших за  $-5^\circ$ . Повертаючись до попередніх графіків, зазначимо, що початок відриву потоку при  $\delta_{к.в} = -26^\circ$  починається при куті атаки  $\sim -2 \dots -2,5^\circ$ , але характер його дещо інший. Локальний відрив з'являється, але не розвивається до досягнення певного від'ємного кута, після якого відбувається повне відривання.

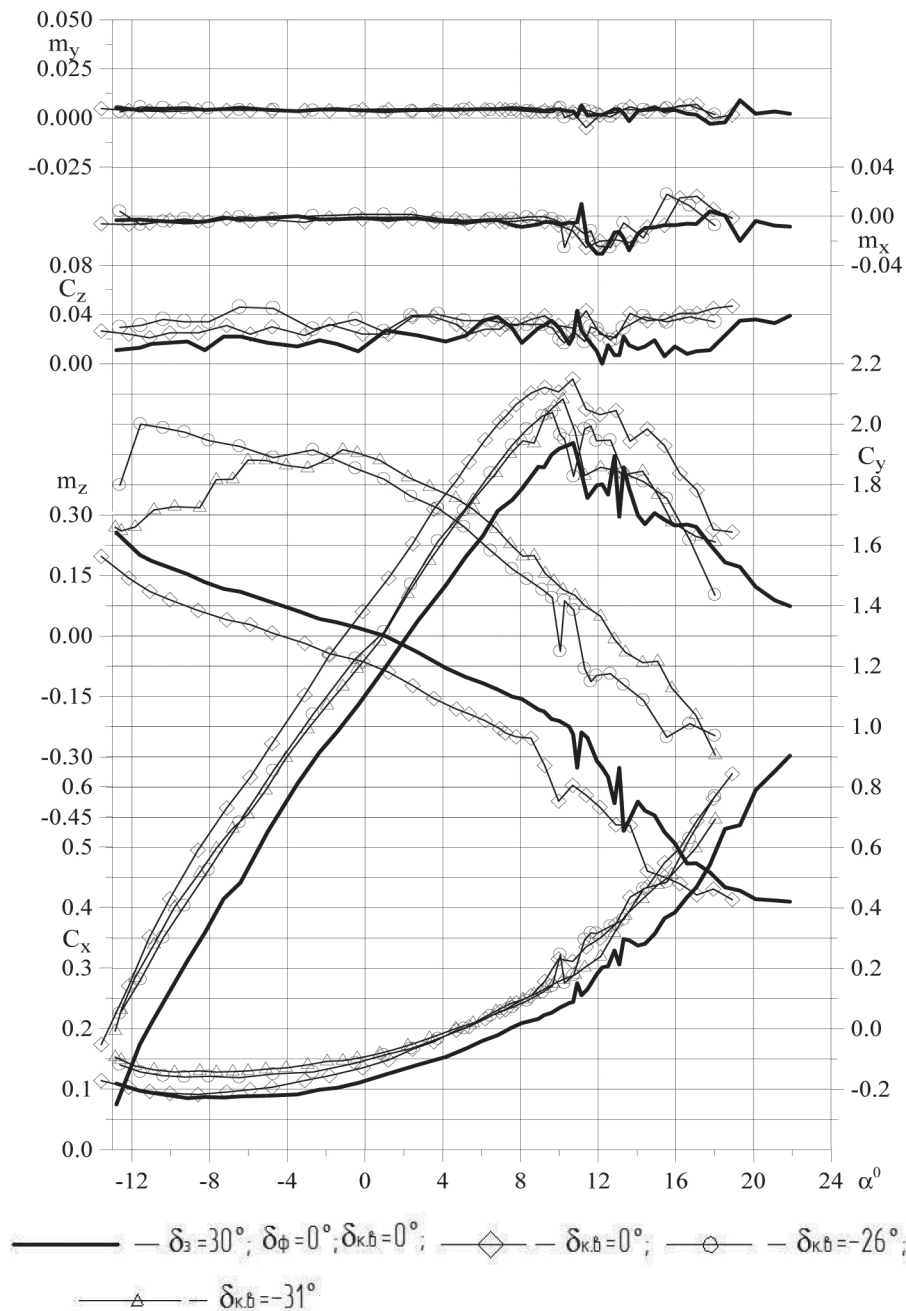


Рис. 2.48. Вплив відхилення керма висоти на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі в конфігурації з випущеними закритками і флаперонами за кутом атаки

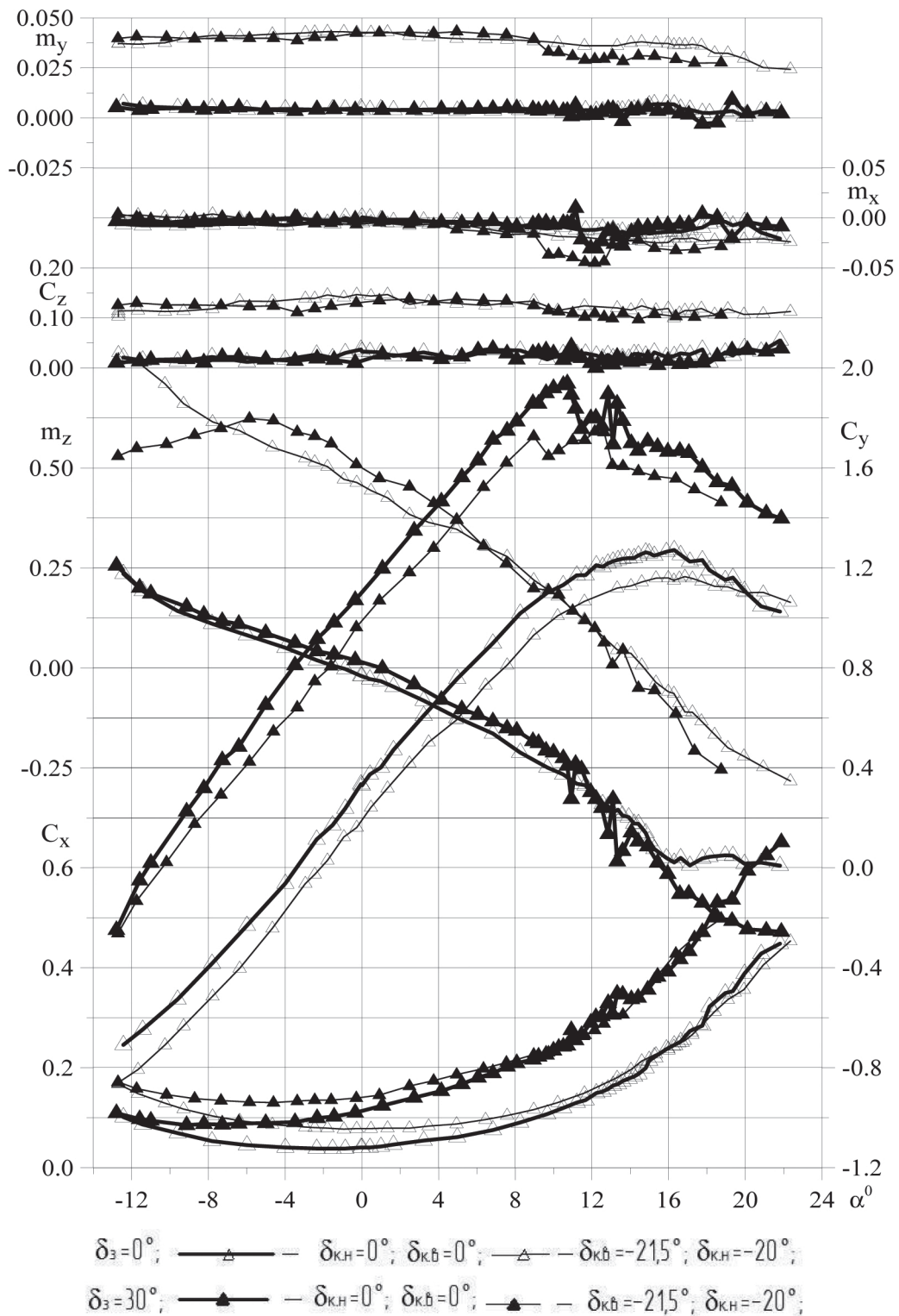


Рис. 2.49. Вплив одночасного відхилення керма висоти і керма напрямку на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі в конфігурації з  $\delta_3 = 0^\circ$  і  $\delta_3 = 30^\circ$

На рис. 2.50 наведені аеродинамічні характеристики моделі літака в польотній конфігурації при різних кутах установки стабілізатора і  $\delta_{кв} = 0$ . Відхилення стабілізатора на кабрирування дещо зменшує піднімальну силу, залишаючи критичний кут атаки майже

не змінним. Ефективність відхилення стабілізатора дорівнює  $m_z^{\phi} = -0,0382\%$  при відхиленні на  $-2,17^{\circ}$  і  $m_z^{\phi} = -0,0295\%$  при подальшому відхиленні до  $-4,33^{\circ}$  на куті атаки  $\alpha = 2^{\circ}$ . Ефективність стабілізатора дещо зменшується при наближенні до критичного кута атаки. На рис. 2.50 також показані аеродинамічні характеристики моделі літака без оперення. Із положення графіка залежності  $m_z = f(\alpha)$  відносно такої самої залежності для польотної конфігурації можна зробити висновок, що під час польоту на куті атаки  $\approx 2^{\circ}$  піднімальна сила на оперенні дорівнює нулю при  $\delta_{к.в} = 0$ , і опір оперення мінімальний. Із порівняння графіків можна також зробити висновки щодо внеску оперення в несиметричність моделі літака.

На рис. 2.51 показано вплив поперечного держака для продувок за кутом ковзання на аеродинамічні характеристики моделі літака при продувках за кутом атаки. Отримані результати впливу необхідні для визначення поправок до аеродинамічних коефіцієнтів при продувках за кутом ковзання. Як видно, вплив держака виявляється здебільшого у додаванні лобового опору. Подальші продувки за кутом ковзання здійснювалися на куті атаки моделі  $0,33^{\circ}$ . Результати продувки за кутом ковзання з урахуванням поправок на вплив держака, нанесені на графіку, свідчать про правильність урахування поправок.

Вплив кута ковзання виявляється, як це видно з графіків зміни аеродинамічних характеристик моделі літака на рис. 2.52, у виникненні бокової сили  $C_z$  і моменту ривання  $m_y$ , які намагаються зменшити кут ковзання, що свідчить про шляхову статичну стійкість моделі. Відхилення керма висоти майже не вплинуло на зазначені характеристики. Дещо помітний вплив ковзання на коефіцієнт моменту крену при відхиленому кермі висоти внаслідок його затінення вертикальним оперенням. Поздовжній момент за кутом ковзання майже незмінний, а отже, і ефективність керма висоти, і так само можна сказати про незмінність піднімальної сили, принаймні в межах кута ковзання  $\pm 10^{\circ}$ .

Вплив відхилення керма напрямку на аеродинамічні характеристики моделі залежно від кута ковзання показано на рис. 2.53. Примітним є зменшення статичної шляхової стійкості  $m_y^{\beta}$  до нейтральної при відхиленому кермі напрямку для запобігання ковзанню на  $19^{\circ}$  на кутах ковзання понад  $8^{\circ}$ . Причиною цього є особливості формування потоку на вертикальних кілях і в проміжку між ними на горизонтальному оперенні.

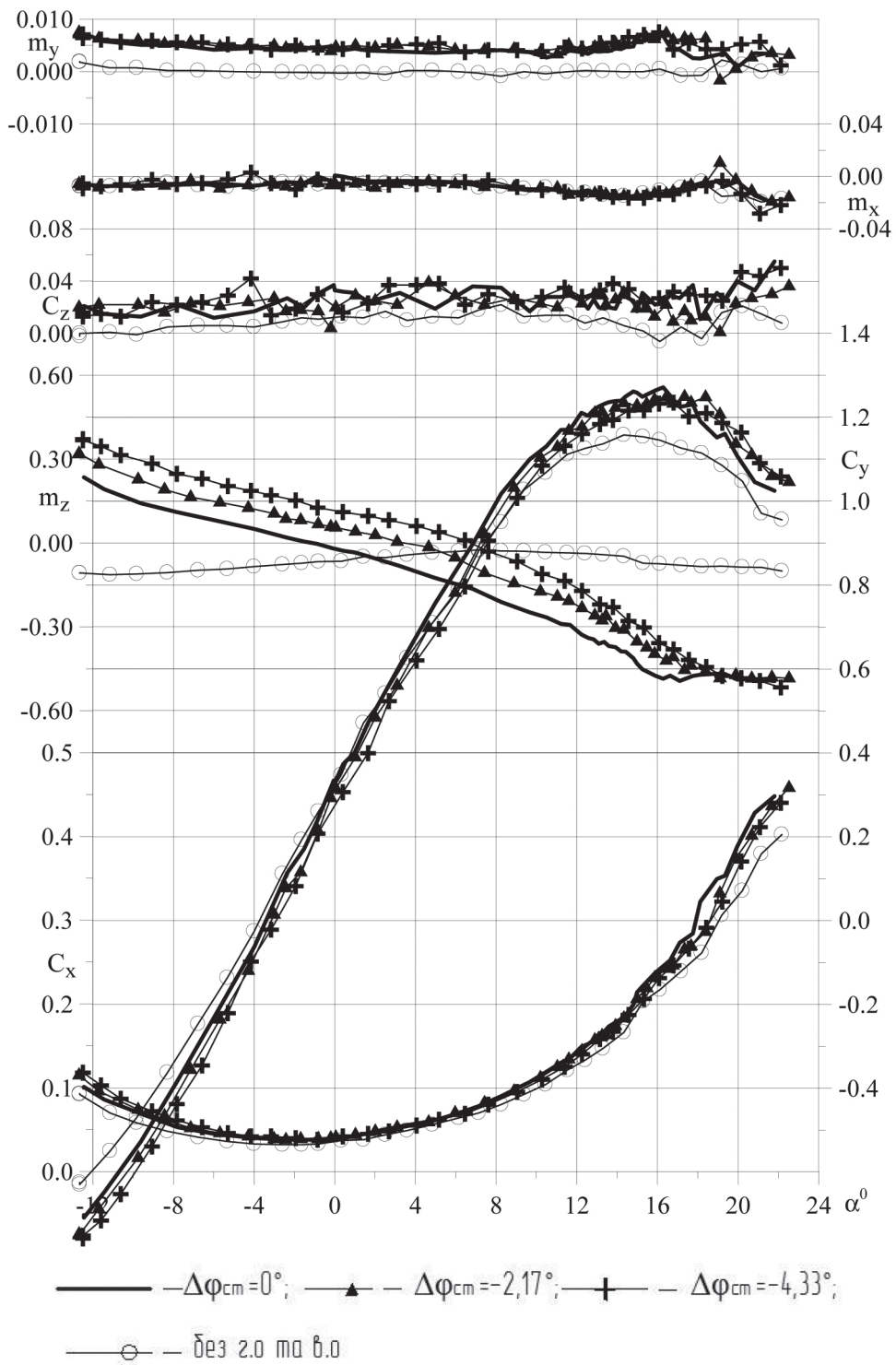


Рис. 2.50. Вплив стабілізатора на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі за кутом атаки

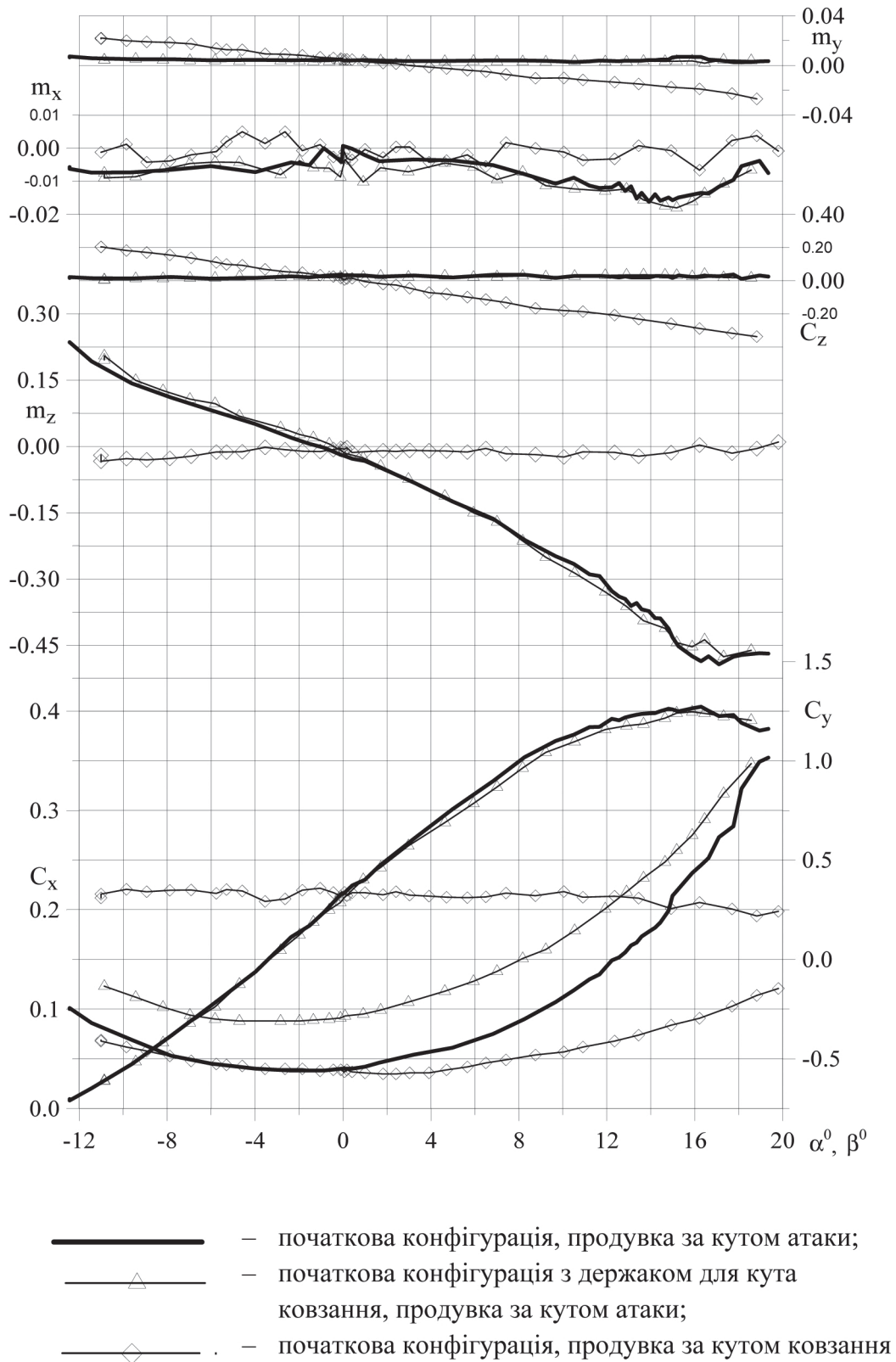


Рис. 2.51. Визначення впливу держака для досліджень моделі за кутом ковзання на аеродинамічні коефіцієнти

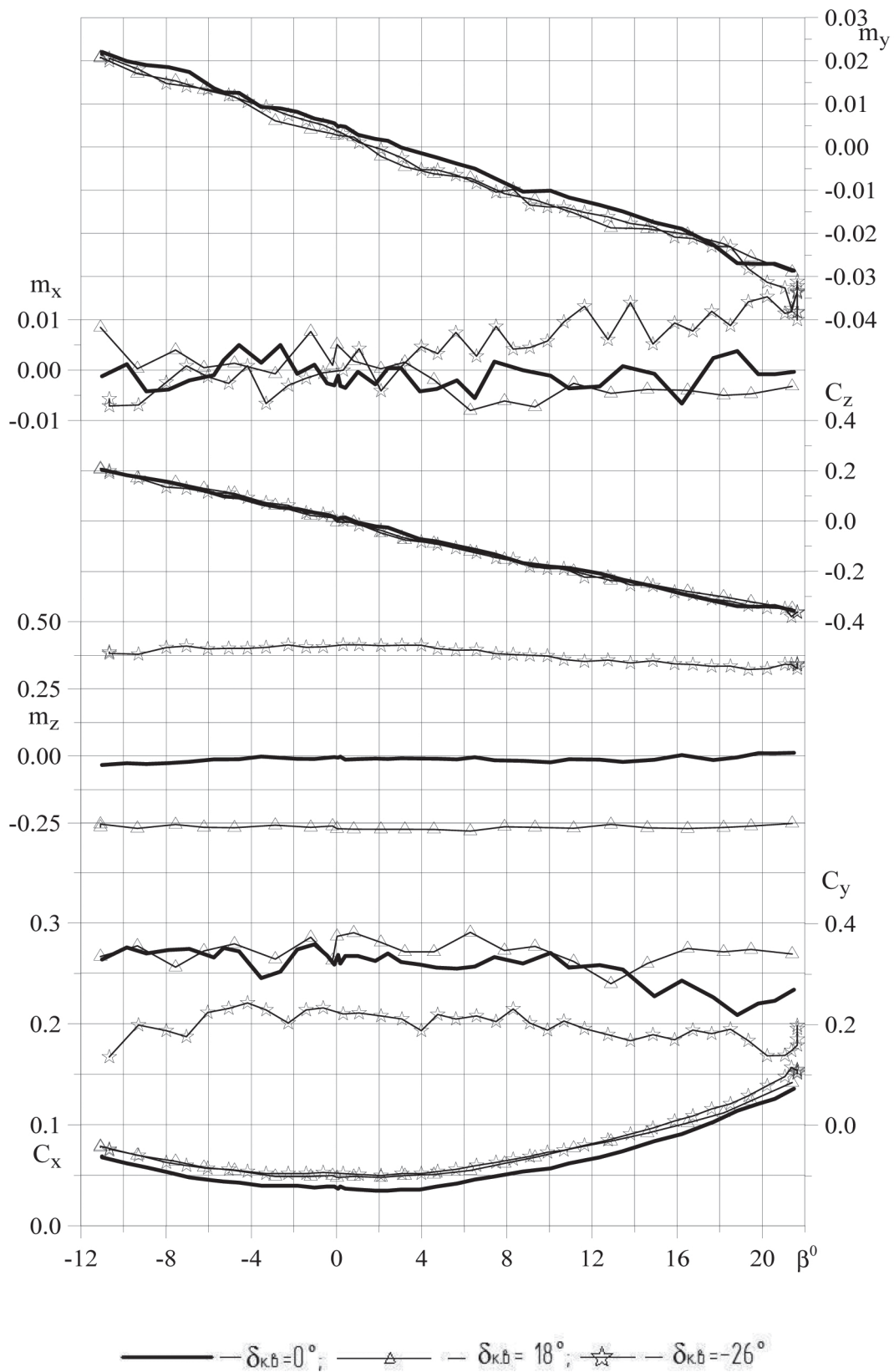


Рис. 2.52. Вплив відхилення керма висоти на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі за кутом ковзання

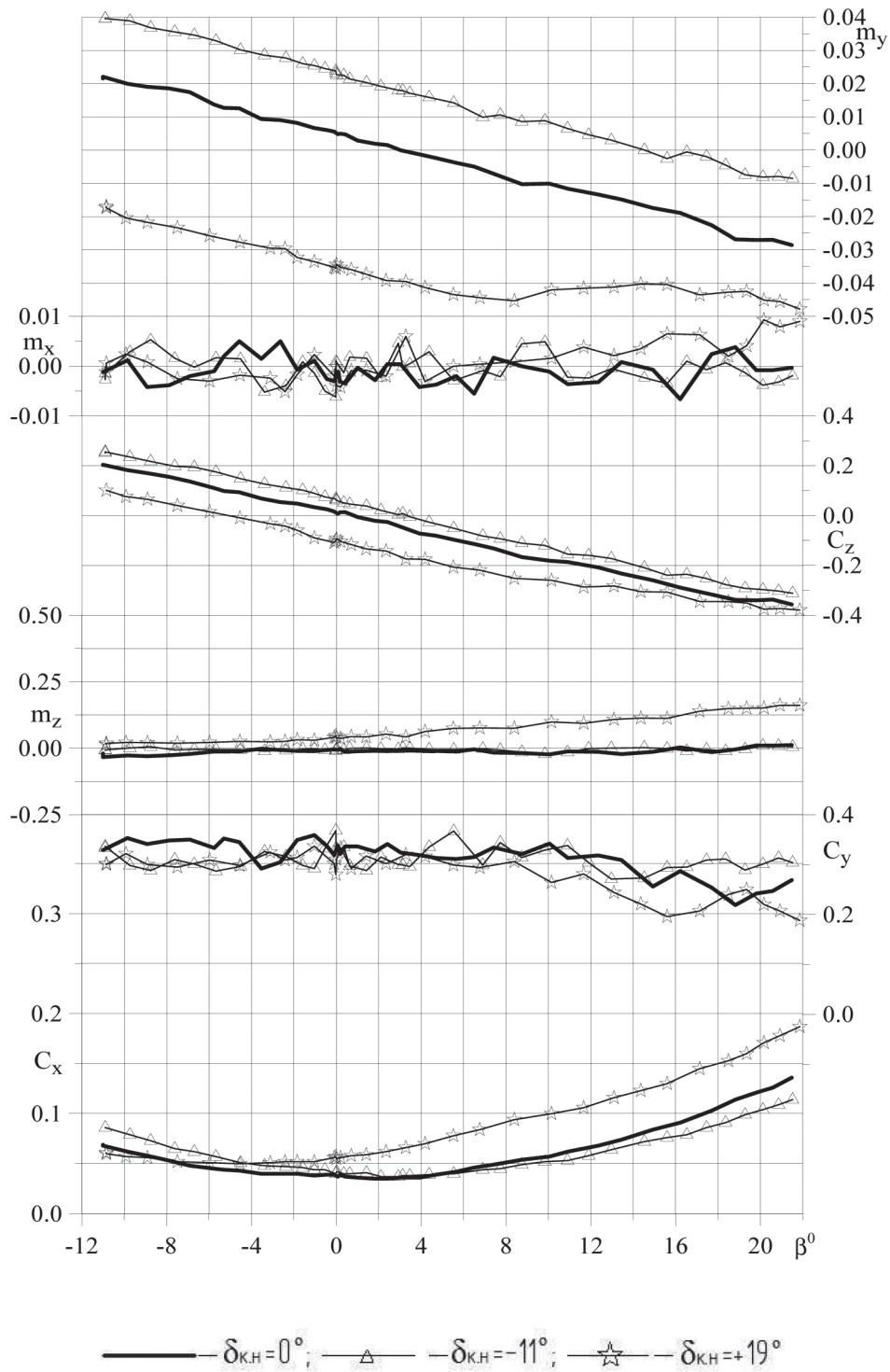


Рис. 2.53. Вплив відхилення керма напрямку на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі за кутом ковзання

Ці особливості виявляються і в помітному прирості поздовжнього моменту на кабрирування і в невеликому прирості моменту крену на навітряний бік. І ще маємо помітний приріст лобового опору внаслідок гальмування потоку в зазорі між кілями при

відхиленних кермах напрямку для запобігання ковзанню. Ймовірно зростання тиску на верхній поверхні горизонтального оперення призводить до появи моменту кабрирування.

Відхилення флаперона (елерона) майже не вплинуло на статичну шляхову стійкість і на керованість по крену при зміні кута ковзання. Графіки залежності аеродинамічних характеристик на рис. 2.54 свідчать саме про це. Вплив відхиленого правого флаперона на поздовжній момент буде компенсований одночасним відхиленням лівого флаперона.

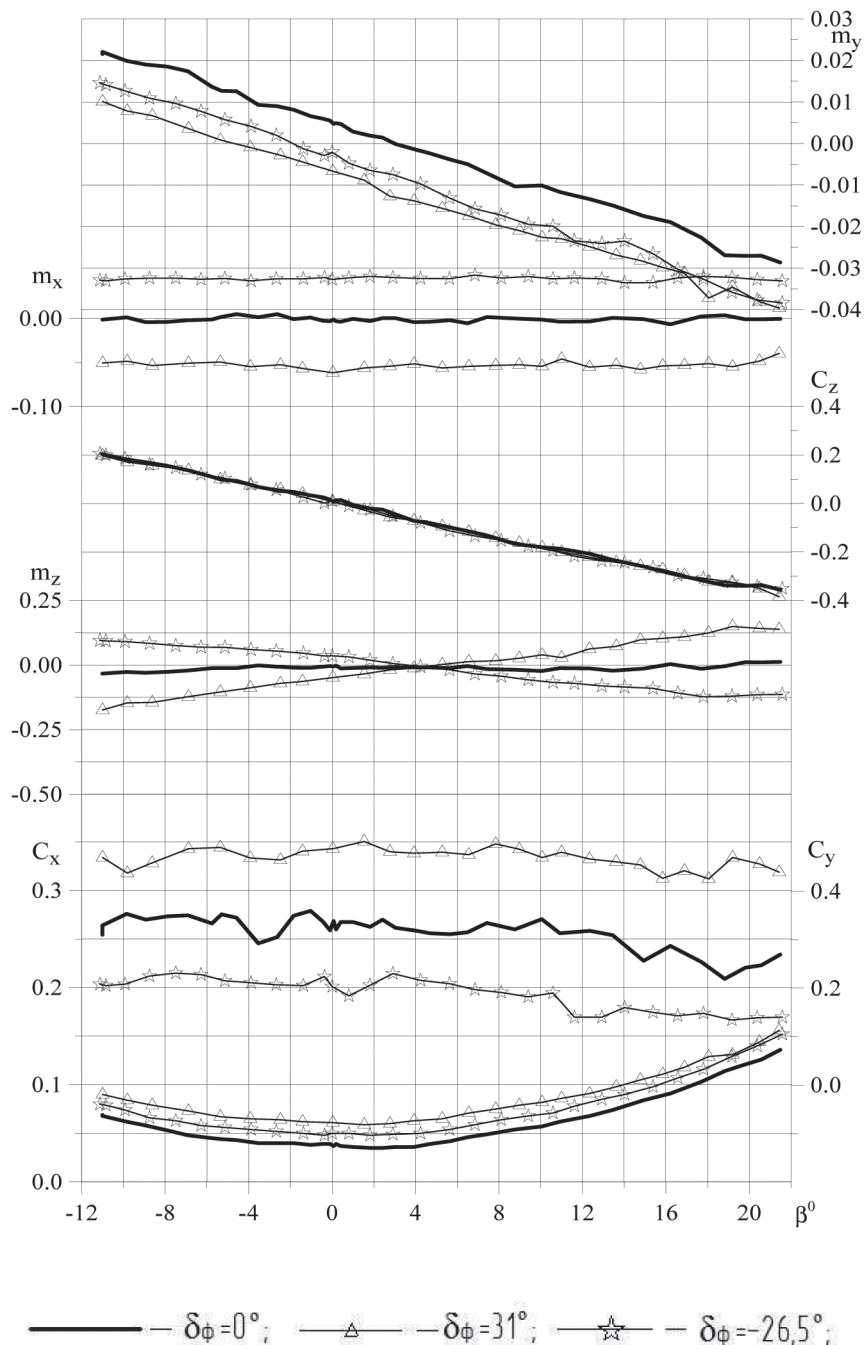


Рис. 2.54. Вплив відхилення правого флаперона на зміну аеродинамічних коефіцієнтів моделі за кутом ковзання

### Список використаних джерел

1. Кашафуддинов С. Т., Лушин В. Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. Новосибирск: СибНИА, 1994. С. 69.
2. Интернет-ресурс. Доступ до джерела: <http://airfoiltools.Com/airfoil/details?airfoil=fx61184-il>
3. Интернет-ресурс. Доступ до джерела: <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-fx61184-il-500000>
4. Интернет-ресурс. Доступ до джерела: <http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-fx61184-il-200000>
5. Gudmundsson S. General aviation aircraft Design: applied Methods and Procedures. Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier. The Boulevard, Langford Lane, Kidlington, Oxford OX5 1GB, UK 225 Wyman Street, Waltham, MA 02451, USA. First edition 2014. P 680-683.
6. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолетов. М.: Машиностроение, 1978. С. 66–78.
7. Николаев Л. Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов. М.: Транспорт, 1990. С. 80–82.
8. Scholz D. Definition and discussion of the intrinsic efficiency of winglets. *Aerospace Europe 6th CEAS Conference*. CEAS 2017 paper no. 926. Page 14.
9. STANAG 4671 (NATO Standard AEP-4671. Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements // Edition A VERSION 1 // February 2017). P.1–B-4.1–B5.
10. Ударцев Е. П., Переверзев А. М., Ищенко С. А. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. Киев: КМУГА. 1998. С.105–109.
11. APC NASA Transonic Airfoil Analysis Computer Program. Интернет-ресурс. Доступ до джерела: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/>
12. Теуш В. Л., Сидоров И. А. Общий курс воздушных винтов. М.: НКАП СССР, 1943. 280 с.
13. Сторожук М. В. Наземное обледенение воздушных судов: меры по предупреждению авиационных происшествий. *Научный вестник МГТУ ГА*. 2015. № 219. С. 93–98.
14. Симоненкова Р. В., Виноградова Л. М. Защита самолетов от наземного обледенения. Труды ВИАМ. *Авиационная промышленность*. №8. 1982. Интернет-ресурс. Доступ до джерела: <https://viam.ru/public/1982/mar>
15. Мазин И. П. Физические основы обледенения самолетов. М.: Гидрометеиздат, 1957. 112 с.

16. Боровиков А. М. и др. Физика облаков. *Ленинград: Гидрометизд.* 1961. 435 с.
17. Астапенко П. Д., Баранов А. М., Шварев И. М. Погода и полеты самолетов и вертолетов. *Ленинград: Гидрометизд.* 1980. С. 186.
18. Электронный ресурс. Режим доступа до джерела: [http://uav.nau.edu.ua/Mobile\\_unmanned\\_complex\\_M-10 "Око 2"/](http://uav.nau.edu.ua/Mobile_unmanned_complex_M-10_\)
19. Клеменков Г. П., Приходько Ю. М. Моделирование процессов обледенения летательных аппаратов в аэроклиматических трубах. Труды Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича. *Теплофизика и аэромеханика.* 2008. Том 15. №4. С. 563–572.
20. Thomas P. Ratvasky. Billy P. Barnhart Bihrlle. Sam Lee. Current Methods for Modeling and Simulating Icing Effects on Aircraft Performance, Stability and Control. *National Aeronautics and Space Administration Glenn Research Center Cleveland, Ohio 44135.* 2008. PP. 4–13.
21. Grzegorz Kowaleczko. Michał Wachłaczko. Aircraft dynamics during dynamics flight in icing conditions. *Journal of theoretical and applied mechanics* 50, 1, pp. 269–284, Warsaw 2012.
22. Xuan Zhang, Jingchun Min, Xiaomin Wu. Model for aircraft icing with consideration of property-variable rime ice. *International Journal of Heat and Mass Transfer* June 2016. Electronic resource. Доступ до джерела: [//www.elsevier.com/locate/ijhmt](http://www.elsevier.com/locate/ijhmt)
23. Капковский Я. Летящие крылья; пер. с польского Ю.П. Терехов. М.: ДОСААФ, 1988. С. 20–25.
24. Кравец А. С. Характеристики авиационных профилей. М.: Воениздат, 1939. С. 298–301.
25. Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. С. 51–62.
26. Чумак П. И., Кривокрысенко В. Ф. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. М.: Патриот, 1991. С. 12–79.
27. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов; пер.с англ. М.: Машиностроение, 1983. С. 586–589.
28. Gudmundsson S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Elsevier Inc., Butterworth-Heinemann, 2014. XXI, 1034 p. – ISBN: 978-0-12-397308-5. P.997–1007.
29. Randal W. Beard and Timothy W. McLain. Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice. 41 William Street Princeton, New Jersey 08540 United States. 2012.

30. Яблонский А. А., Никифорова В. М. Курс теоретической механики. Часть 1. Статика. Кинематика. М.: Высш. шк., 1966. С. 328–337.
31. Гентмахер Ф. Р. Теория матриц. М.: Наука, 1966. С. 87–90.
32. R. Fink. USAF stability and control DATCOM. Douglas Aircraft Company, Rev. 1998.

## Розділ 3. БЕЗПІЛОТНІ ПОВІТРЯНІ СУДНА НАЦІОНАЛЬНОГО АВІАЦІЙНОГО УНІВЕРСИТЕТУ ДЛЯ ПЕРЕВЕЗЕННЯ НЕВЕЛИКИХ ВАНТАЖІВ

### 3.1. Безпілотний чотиримоторний вертоліт ПКМ-14 «Сатурнія»

Безпілотне повітряне судно ПКМ-14 «Сатурнія» призначене для виконання дослідних польотів з перевезень невеликих вантажів на відстань 3 км в автоматичному режимі.

Умови базування ПКМ-14 «Сатурнія»: аеродромні/безаеродромні.

**Мінімальний склад екіпажу.** Склад наземного екіпажу – не менше ніж дві особи.

**Загальні льотні обмеження.** Швидкість усталеного вітру – 7 м/с; максимальна швидкість місцевого вітру в поривах – не більше ніж 10 м/с.

Безпілотне повітряне судно ПКМ-14 «Сатурнія» класифікується за:

- призначенням – транспортне;
- масштабом завдань – невеликого радіуса дії;
- місцем базування – наземне місце базування;
- принципом створення піднімальної сили – аеродинамічний; безпілотний чотиримоторний вертоліт;
- кількістю застосувань – багаторазове;
- кількістю двигунів – чотиримоторне;
- типом двигуна в силовій установці – електричний авіаційний двигун з живленням від акумуляторів;
- максимальною злітною масою – міні;
- максимальною висотою польоту – середньовисотне;
- максимальною швидкістю польоту – малошвидкісне;
- максимальним часом польоту – короткої тривалості;
- способом зльоту – вертикальний, автоматичний;
- способом посадки – вертикальна, автоматична;
- типом системи керування польотом – комбінована;
- маневреністю – неманеврений.

На рис. 3.1 зображено проєкції БПС ПКМ-14 з основними габаритними розмірами.

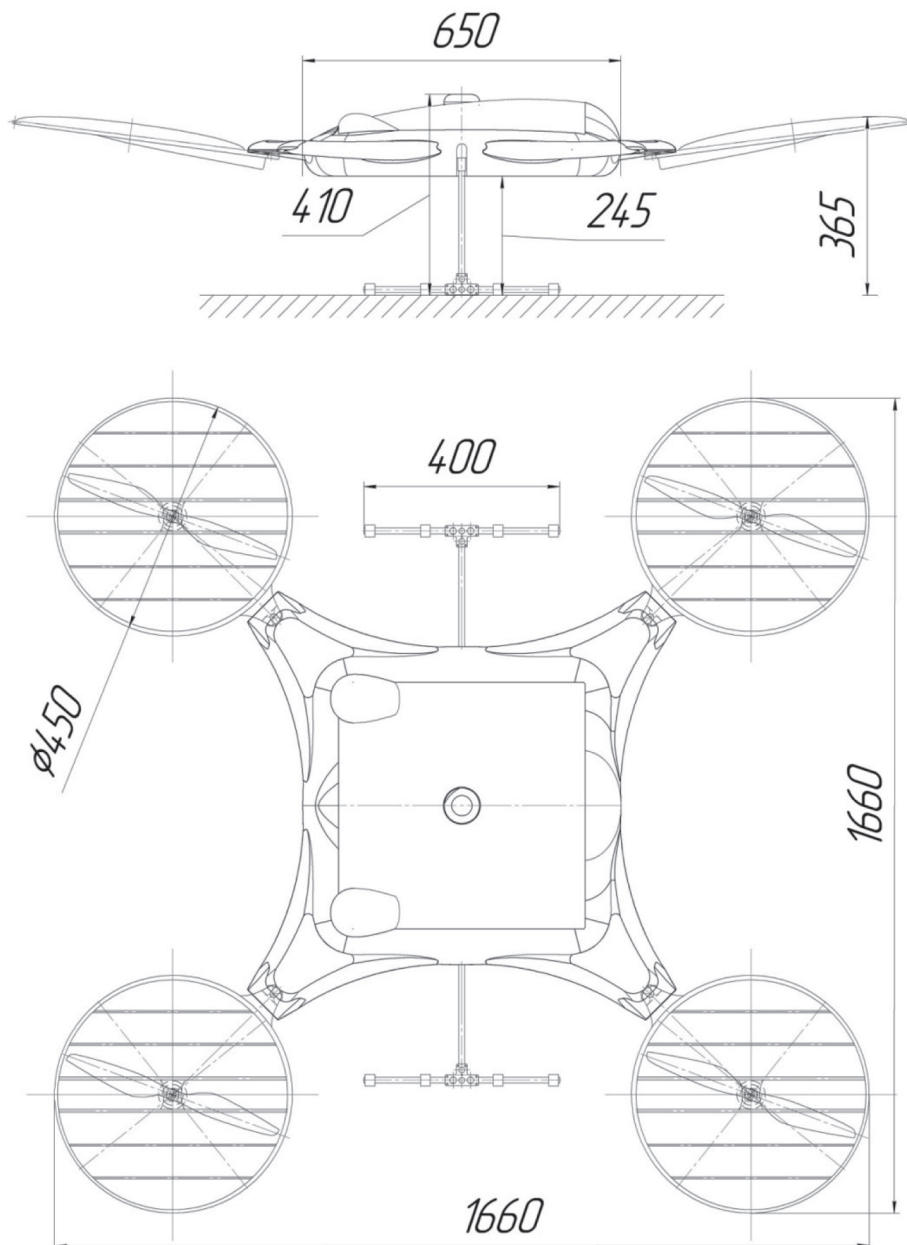


Рис. 3.1. Проєкції БПС ПКМ-14

**Функціональний склад БПС ПКМ-14.** Безпілотне повітряне судно ПКМ-14 функціонально складається з таких систем, обладнання та засобів.

#### Планер

- центральне тіло (фюзеляж);
- чотири корпуси силових установок з підмоторними рамами;
- механізми фіксування корпусів у робочому та транспортному положеннях;
- відсік корисного навантаження зі стулками, що закриваються;
- дві опори шасі, які ховаються.

### **Силова установка**

- чотири електродвигуни;
- чотири електронних регулятори двигунів;
- чотири повітряних гвинти.

### **Пілотажно-навігаційне обладнання**

- система навігаційного обладнання;
- бортова система телеметрії.

### **Система керування**

- бортовий контролер/автопілот БПС, що включає бортовий самописець режимів польоту (БСРП).

### **Електротехнічне обладнання**

- бортові акумуляторні батареї;
- силовий електричний блок;
- електропроводка бортова.

### **Радіотехнічне обладнання**

- засоби системи супутникової навігації.

### **Обладнання радіоліній**

- засоби радіолінії керування (*борт/земля – радіокерування; земля/борт – телеметрія*);
- засоби радіолінії відеозв'язку (*борт/земля/борт – цільовий відеосигнал*).

### **Додаткове цільове навантаження безпілотного повітряного судна**

- відеокамера денна.

**Функціональний склад наземної станції керування.** Наземна станція керування функціонально складається з таких систем, обладнання та засобів.

### **Робоче місце дистанційного пілота**

- пост керування БПС;
- монітор відображення інформації дистанційного пілота;
- персональний комп'ютер;
- засоби наземної телеметрично-радіокомандної системи;
- наземна телеметрія;
- засоби приймання і відображення відеоінформації.

### Системи забезпечення польотів безпілотного повітряного судна

- система енергопостачання НСК\*;
- система метеозабезпечення\*;
- система об'єктивного контролю (розшифрування з БРП);
- контрольно-повіряльна апаратура:
- комплект контрольно-вимірювальної та спеціальної апаратури для проведення передполітного та післяполітного ТО\*;
- флайт-симулятор БПС (тренажер)\*;
- засоби зберігання та транспортування БПС;
- монтажний комплект\*;
- ЗП\*;
- комплект інструменту\*;
- комплект експлуатаційної документації.

\*у базовий комплект не входить.

**Стислий технічний опис БПС ПКМ-14 «Сатурнія».** Безпілотне повітряне судно ПКМ-14 «Сатурнія» (рис.3.2) – це багатогвинтовий вертоліт (запозичене з англ. – полікоптер) з чотирма електричними силовими установками. БПС ПКМ-14 «Сатурнія» розроблене для безаеродромного базування і призначене для імітування виконання перевезень вантажів з габаритами не більше ніж 500 мм × 500 мм × 50 мм та масою не більше за 2 кг.



Рис. 3.2. Вид з ¼ справа, згори безпілотного повітряного судна ПКМ-14 «Сатурнія»  
(порівняно з розмірами людей)

Планер БПС виготовлений переважно зі скло- та вуглепластика, окремі навантажені елементи конструкції – з алюмінієвих сплавів.

*Фюзеляж* (центральне тіло, корпус) являє собою композитну виклейку зі скло- та вуглепластика з відповідними нішами, заглибленнями, люками та чотирма «Л»-подібними променями навішування силових установок.

Верхня частина фюзеляжу закрита гаргротом-обтічником, під яким знаходиться відсік бортового РЕО, бортових АКБ, навігаційного обладнання та регуляторів двигунів. Для приймачів GPS у передній частині гаргрота-обтічника виконані два фасонні, краплеподібні виступи. Обтічник по периметру отвору закріплений за допомогою шурупів. Центральна частина гаргрота має легко знімний люк для монтажу/демонтажу бортових АКБ. По центру люка виконано отвір для обертової головки лазерного сканера машинного бачення.

У нижній частині фюзеляжу виконане заглиблення (бокс) розмірами 510 мм × 510 мм × 55 мм для розташування корисного вантажу. Бокс закривається двома стулками, які приводяться від сервоприводів. Стулки частково захищають вантаж від атмосферних опадів та механічно утримують вантаж під час перевезення у боксі. З правого та лівого боків фюзеляжу, ближче до низу розташовані механізми ховання шасі, які його ховають/випускають в основній конфігурації БПС автоматично, по досягненні ним відповідної висоти. У режимі «напівавто» шасі можна ховати/випускати з наземної станції керування. З переду фюзеляжу (ближче до низу) розташовано електричний ключ ввімкнення/вимкнення борта БПС, а також датчик лазерного висотоміра.

У задній частині фюзеляжу встановлено телеметричну антену діапазоном 0,915 ГГц, яка виступає з-під обшивки на 20 мм.

*Електропроводка* від двигунів проходить уздовж спиць корпусів СУ та по їх периметру. З метою надання надійності, електропроводка з копуса СУ з'єднується з відповідною проводкою променя фюзеляжу за допомогою пайки.

*Шасі* – двохопорне, Т-подібне, ресорне з опорами, виготовленими з алюмінієвої труби. Кліренс шасі – 210 мм, що забезпечує безперешкодне відкривання стулок вантажного бокса та його розвантаження під дією власної ваги. З метою зменшення ударних навантажень під час торкання БПС землі, кінці ресор шасі оснащені муфтами з мікропористої гуми.

Ховання шасі здійснюється індивідуальними сервомеханізмами для кожної опори; кут повертання з положення «випущено» у положення «заховано» – 90°.

*Силова установка (СУ)* включає в себе трифазні електродвигуни постійного збудження з електронними регуляторами та дволопатевиими повітряними гвинтами постійного кроку. Двигуни закріплені на моторах гвинтами М4. Повітряні гвинти закріплені безпосередньо на валах двигунів гвинтами М3. Охолодження двигунів

відбувається за рахунок повітря, що проходить через отвори у їх корпусах. Основні функціональні елементи та блоки БПС ПКМ-14 подано на рис. 3.3.

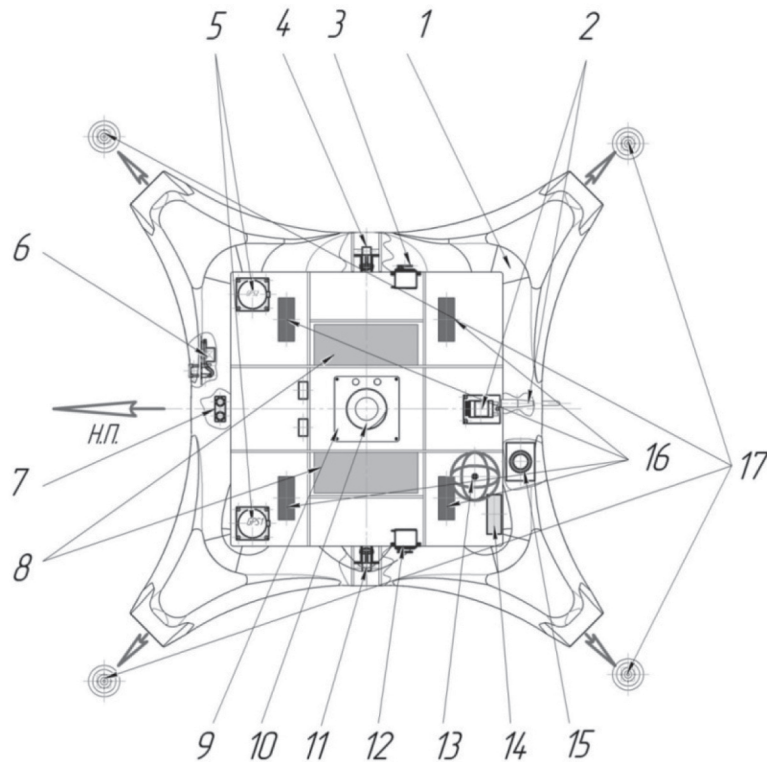


Рис. 3.3. Основні функціональні елементи та блоки БПС ПКМ-14:

1 – фюзеляж; 2 – блок телеметрії 0,9ГГц (БТ-0,915) з антеною; 3 – сервопривід відкривання/закривання правої ступки вантажного бокса; 4 – сервопривід ховання/випуску правої опори шасі; 5 – дубльований блок навігації (БН ПКМ-14); 6 – електричний ключ ввімкнення/вимкнення борту (ЕК-ПКМ-14); 7 – посадковий лазерний висотомір (ЛЗВ-ПКМ-14); 8 – бортові акумуляторні батареї (АКБ ПКМ-14); 9 – стояк бортового контролера, блоків живлення та RS-приймача (СТ РЕО ПКМ-14); 10 – лазерний сканер машинного бачення (ЛСМБ ПКМ-14); 11 – сервопривід ховання/випуску лівої опори шасі; 12 – сервопривід відкривання/закривання лівої ступки вантажного бокса; 13 – антена відеоканалу (АПВ-1,2); 14 – блок передачі відеозображення (БПВ-1,2); 15 – відеокамера денного бачення (КАМ ПКМ-14); 16 – регулятори електродвигунів СУ; 17 – електродвигуни силових установок (ЕД-ПКМ-14)

*Електросистема.* Живлення електричної бортової системи БПС здійснюється від штатної акумуляторної батареї з шістьма елементами ємністю  $16\text{А} \cdot \text{год}$ . У зв'язку з особливостями компонування, бортова акумуляторна батарея (АКБ) розділена на дві рівновеликі частини по три елементи. Проводка складається із сигнальних та силових ліній, поєднаних у комбіновані кабелі. Окремі споживачі забезпечуються відповідними напругами від бортового блока живлення.

*Вантажний відсік.* Вантажний відсік (рис.3.4, а, б) розташований знизу фюзеляжу і закривається в польоті ступками, які розташовані вздовж напрямку польоту. У положенні

«відкрито» вантаж випадає з відсіку під дією власної ваги. Після розвантаження відсіку стулки автоматично закриваються й утримуються в закритому положенні замками. Максимальна маса вантажу, що перевозиться – 2 кг; габарити вантажу – 500 мм × 500 мм × 50 мм.



*a*

*б*

Рис. 3.4. Вигляд вантажного відсіку БПС ПКМ-14 «Сатурнія»: *a* – стулки відсіку в положенні «відкрито» і вантаж скинутий; *б* – стулки відсіку в положенні «відкрито», вантаж скинутий і вертоліт повертається на «базу»

*Додаткове цільове навантаження* – денна відеокамера, що застосовується для попереднього візуального контролю місця майбутньої посадки, а також з метою відеофіксування всіх етапів польоту БПС. Лінія зв'язку – аналогова; робоча частота – 1,2 ГГц.

*Керування БПС* здійснюється в автоматичному та напівавтоматичному режимах. Основним режимом є автоматичний. Бортова частина системи керування БПС складається з необхідних датчиків, блоків отримання та обробки інформації, автопілота, прийомопередавачів ліній зв'язку та контролю, антенних пристроїв, електронних регуляторів диференційного керування електродвигунами, а також сервоприводів керування випуском/хованням шасі та відкривання/закривання стулок бокса з вантажем.

#### **Технічні характеристики безпілотної повітряної судна ПКМ-14**

*Геометричні характеристики:*

- розмір по краях корпусів СУ, м × м – 1,66 × 1,66;
- розмір по центрах СУ, м × м – 1,18 × 1,18;
- максимальна висота (шасі випущено), м – 0,42.

*Основні масові характеристики БПС:*

- максимальна злітна маса, кг – 10;
- максимальна маса корисного навантаження, кг – до 2;
- маса порожнього ПС (без АКБ), кг – 5,5;

- максимальна маса силової батареї, кг – 2,5.

*Основні характеристики СУ БПС:*

- тип двигуна – електричний, трифазний з постійним збудженням, повітряного охолодження моделі Foxtech X5010; KV 288;
- регулятор ходу двигуна – Hobbii-Wing Skywalker 40A;
- тип повітряного гвинта/діаметр, мм – дволопатевий постійного кроку – 18/6,1;
- маса одного двигуна, кг – 0,213;
- кількість двигунів, од. – 4;
- потужність двигунів кВт –  $4 \times 1,8$ .

*Основні льотні характеристики БПС:*

- максимальна горизонтальна швидкість польоту, км/год – 30;
- крейсерська швидкість польоту, км/год – 25;
- практична стеля, м – до 500.

*Основні експлуатаційні характеристики:*

- тривалість польоту, хв – до 30;
- радіус дії зі зв'язком «он-лайн», км – до 3;
- час розгортання в робоче положення, хв – 30.

### **Технічний опис системи керування БПС ПКМ-14 «Сатурнія»**

1. Система керування БПС ПКМ-14 автоматична і забезпечує його політ за наперед складеним планом з поворотними пунктами маршруту (ППМ) поза межами оптичної видимості. План польоту може бути відредагований або змінений дистанційно. Система керування дозволяє експлуатувати БПС за правилами польотів за приладами (ППП) та обмежено за правилами проведення візуальних польотів (ПВП) у автоматичному та напіваавтоматичному режимах.

2. В автоматичному режимі план польоту відпрацьовується бортовим автопілотом. У напіваавтоматичному режимі цільових значень ППМ досягає зовнішній пілот. При цьому бортові стабілізатори підтримують режим стабілізації основних функцій БПС та його швидкості. У виняткових випадках, у межах оптичної видимості може бути застосоване напіваавтоматичне пілотування БПС методом «бачити БПС збоку».

3. Система керування БПС складається з наземної станції керування (НСК) і бортової системи керування (БСК), необхідних ефірних ліній контролю та зв'язку. В даному зразку БПС застосовується радіокомандна лінія 2,4 ГГц та телеметрична радіолінія 0,915 ГГц.

4. Наземна станція керування БПС складається з робочого місця дистанційного пілота (ДП), пульта керування, зовнішніх пристроїв виведення інформації на монітори та

передавання її в ефір. На монітор ДП виводиться зображення комбінованого пілотажного приладу (КПП) та телеметрична інформація в обсязі, необхідному для пілотування БПС, а також віртуальне зображення місцевості (карта) з наземного відеоархіву.

5. Бортова частина системи керування БПС забезпечує прийом керуючих сигналів, виконання команд усіма його необхідними органами, автоматичну стабілізацію його положення та підтримку навігаційних параметрів польоту, планування польоту за поворотними пунктами та збереження плану польоту, зміну плану польоту, автоматичне/напівавтоматичне виконання плану польоту, увімкнення/вимкнення автопілота, а також ручне/автоматичне увімкнення системи «самоповертання на базу».

6. Бортова частина системи керування БПС складається з необхідних датчиків, блоків отримання та обробки інформації, прийомопередавачів ліній зв'язку та контролю, антенних пристроїв, а також сервоприводів керування хованням/випусканням шасі та сервоприводів закривання/відкривання стулками вантажного відсіку.

7. Електроживлення бортової системи керування БПС здійснюється від штатних бортових акумуляторних батарей.

8. Електроживлення наземної станції керування НСК БПС здійснюється від наземної акумуляторної батареї.

### 3.2. Безпілотне повітряне судно М-6-3Т «Жайвір»

**Призначення.** БПС М-6-3Т «Жайвір» призначене для перевезення вантажів масою до 4 кг в автоматичному режимі на відстань до 800 км. БПС М-6-3Т «Жайвір» (рис. 3.5).

Умови базування БПС М-6-3Т «Жайвір»: аеродромні.



Рис. 3.5. Вигляд зліва безпілотного повітряного судна М-6-3Т «Жайвір»

**Стислий технічний опис БПС М-6-3Т.** Безпілотне повітряне судно М-6-3Т «Жайвір» (рис. 3.5) – одномоторний вільнонесучий середньоплан з V-подібним хвостовим оперенням. Планер виготовлений переважно зі скло- та вуглепластика та деревини; найбільш навантажені елементи конструкції виконані з алюмінієвих сплавів.

*Фюзеляж* являє собою напівмонококову конструкцію із тришаровою силовою обшивкою зі знімним непрацюючим верхнім гаргротом-обтічником. Між шпангоутами фюзеляжу розташовані основні системи БПС. Верх фюзеляжу закритий силовими панелями, на яких розташоване рідоелектронне обладнання, приймачі сигналів та рятувальний парашут. Своєю чергою, вказане обладнання закрите верхніми гаргротами. Середній гаргрот закриває відсік спеціального вантажного контейнера (СВК). Під час випуску парашута набігаючим потоком повітря скидається задній гаргрот та витягується парашут. Передній шпангоут – силовий і на ньому встановлені гумові подушки для підмоторної рами двигуна. Зі зворотного боку переднього шпангоута розташований блок запалювання двигуна.

*Шасі триопорне* з передньою керованою опорою. Колеса шасі обертаються на кулькових підшипниках. Для зниження шкідливого аеродинамічного опору передбачені обтічники коліс. Ресора основної опори виконана зі склоровінгу, ресора передньої опори – з матеріалу Д16Т.

*Крило* однолонжеронної конструкції складається із двох знімних площин. Полиці лонжеронів крила виконані зі склоровінгу. Обшивка жорстка і виконана двошаровою; зовнішній шар – зі склотканини. Механізація крила складається з двох секцій звичайного закрілка. Флаперони мають осьову аеродинамічну компенсацію.

*Хвостове оперення* – V-подібне. Стабілізатор однолонжеронний з наповнювачем та жорсткою обшивкою; зовнішній шар – зі склотканини. Керма безлонжеронні і технологічно виконані аналогічно стабілізаторові.

*Парашут* – 12-стропний, з центральною стропою та гумовим амортизатором на підвісній частині. Витягування парашута відбувається верхнім гаргротом, який скидається набігаючим потоком повітря. З метою усунення перетягування парашутом БПС по землі після виконання приземлення, підвісна система разом з парашутом автоматично відчіпляється від БПС.

*Силова установка* включає в себе поршневий одноциліндровий двигун MVVS-50 IRS із трилопатеvim дерев'яним повітряним гвинтом постійного кроку. Двигун – бензиновий, карбюраторний, двотактний, повітряного охолодження. Двигун закріплений на штатній моторамі через чотири сайлент-блоки до силового шпангоута. Відсік двигуна у фюзеляжі відділений протипожежною перегородкою – шпангоутом. Запуск двигуна – від

приставного електростартера. Паливо розміщується у фюзеляжі у двох баках загальним об'ємом 8 л, з'єднаних паливопроводами. Паливна система оснащена протічним паливним фільтром. Заправлення паливних баків виконується за допомогою зовнішнього шестерінчастого електронасоса.

*Електросистема.* Живлення електричної бортової системи здійснюється від штатної бортової акумуляторної батареї номінальною напругою 8 – 12 В, ємністю 2,5 А · год, а також від штатних електрогенераторів, які приводяться через пасики від колінчастого вала двигуна. Проводка складається з сигнальних та силових ліній, з'єднаних у комбіновані кабелі.

*Керування БПС* здійснюється в автоматичному, напівавтоматичному та ручному режимах. Основним режимом є автоматичний. Бортова частина системи керування БПС складається з необхідних датчиків, блоків отримання та обробки інформації, автопілота, прийомопередавачів ліній зв'язку та контролю, антенних пристроїв, а також сервоприводів керма напрямку, керма висоти, флаперонів, закрилків, сервоприводу керування дроселем двигуна силової установки, сервоприводів керування випусканням та відчепленням парашута.

*Штатне цільове навантаження* (рис.3.6) – спеціальний вантажний контейнер для вантажу до 4 кг.



Рис. 3.6. Спеціальний вантажний контейнер для вантажу БПС М-6-3Т «Жайвір»

### **Експлуатаційні та льотні характеристики БПС М-6-3Т «Жайвір»**

*Основні масові характеристики БПС:*

- максимальна злітна маса, кг – 22;
- максимальна маса корисного навантаження, кг – 4;

- маса порожнього ПС, кг – 13;
- максимальне навантаження на одиницю площі крила, кг/м<sup>2</sup> – 31;
- мінімальне навантаження на одиницю площі крила, кг/м<sup>2</sup> – 24.

*Основні характеристики СУ БПС:*

- тип двигуна – MVVS-50 IRS, бензиновий, карбюраторний, двотактний, одноциліндровий повітряного охолодження;
- тип повітряного гвинта /діаметр/крок, мм – дволопатевиий постійного кроку /520/250;
- маса СУ, кг – 1,6 (разом із системою запалювання);
- кількість двигунів, од. – 1;
- кількість обертів, об/хв – 2000 – 7500;
- потужність двигуна, к.с. – 5.

*Основні льотні характеристики БПС:*

- максимальна горизонтальна швидкість польоту, км/год – 160;
- максимальна швидкість польоту (в пікіруванні), км/год – 200;
- крейсерська швидкість польоту, км/год – 110 – 120;
- швидкість відриву, км/год – 67;
- швидкість заходу на посадку, км/год – 70;
- швидкість звалювання в злітній конфігурації, км/год – 51;
- максимальна вертикальна швидкість підйому, м/с – 14;
- практична стеля, м – до 4000.

*Основні експлуатаційні характеристики:*

- повний запас палива, л – 8;
- АНЗ палива, л – 0,3;
- марка палива – суміш бензину А-95 та синтетичної оливи (30:1);
- тривалість польоту, год – 6\*;
- радіус дії з зв'язком «он-лайн», км – до 600;
- технічний радіус дії (по запасу палива на критичній швидкості), км – 700\*;
- час розгортання в робоче положення, хв – 30;
- спосіб старту/посадки – по-літаковому.

\* розрахункова з повним запасом палива 8 л.

У табл. 3.1 подано вхідні величини для розрахунку основних швидкостей польоту БПС. Результати розрахунку характерних швидкостей польоту для стартової маси 12 кг БПС М-6-3Т «Жайвір» наведено в табл. 3.2.

На рис. 3.7 показано залежність аеродинамічної якості, швидкості звалювання та необхідної потужності БПС від кута атаки.

Таблиця 3.1

**Вхідні дані для розрахунку швидкостей польоту БПС**

Стартова маса БПС (задана)	$M_0$	кг	12	Н	98
Умови польотів					
Крейсерська швидкість горизонтального польоту (задана)	$V_{max}$	км/ГОД	110	м/с	30,6
Висота польоту над рівнем моря (задана)	$H$	м	200		
Максимальне експлуатаційне маневрене перевантаження	$n^{\circ}_{max(a)}$		+4; -2		
Густина повітря на заданій висоті ( $t = 15\text{ }^{\circ}\text{C}$ )	$\rho$	кг/м <sup>3</sup>	1,2052		

Таблиця 3.2

**Результати розрахунку характерних швидкостей польоту БПС**

Назва характерної швидкості	Характерні швидкості					
	Одиниця вимірювання	Значення	Одиниця вимірювання	Значення	Позначення по АП-23	Метод відповідності
Швидкість звалювання (механізація захована)	м/с	14,78	км/ГОД	53,2	$V_s$	Розрахунок
Швидкість звалювання в посадковій конфігурації	м/с	14,16	км/ГОД	51	$V_{s0}$	Розрахунок
Швидкість звалювання в злітній конфігурації	м/с	14,78	км/ГОД	53,2	$V_{s1}$	Розрахунок
Безпечна швидкість зльоту	м/с	16,26	км/ГОД	58,5	$V_2$	Льотні випробування
Злітна швидкість	м/с	16,26	км/ГОД	58,5	$V_R$	Льотні випробування
Швидкість заходу на посадку з працюючим двигуном	м/с	19,21	км/ГОД	69,2	$V_{REF}$	Льотні випробування
Розрахункова крейсерська швидкість	м/с	29,23	км/ГОД	105	$V_C$	Розрахунок
Розрахункова маневрова швидкість	м/с	29,56	км/ГОД	106	$V_A$	Розрахунок

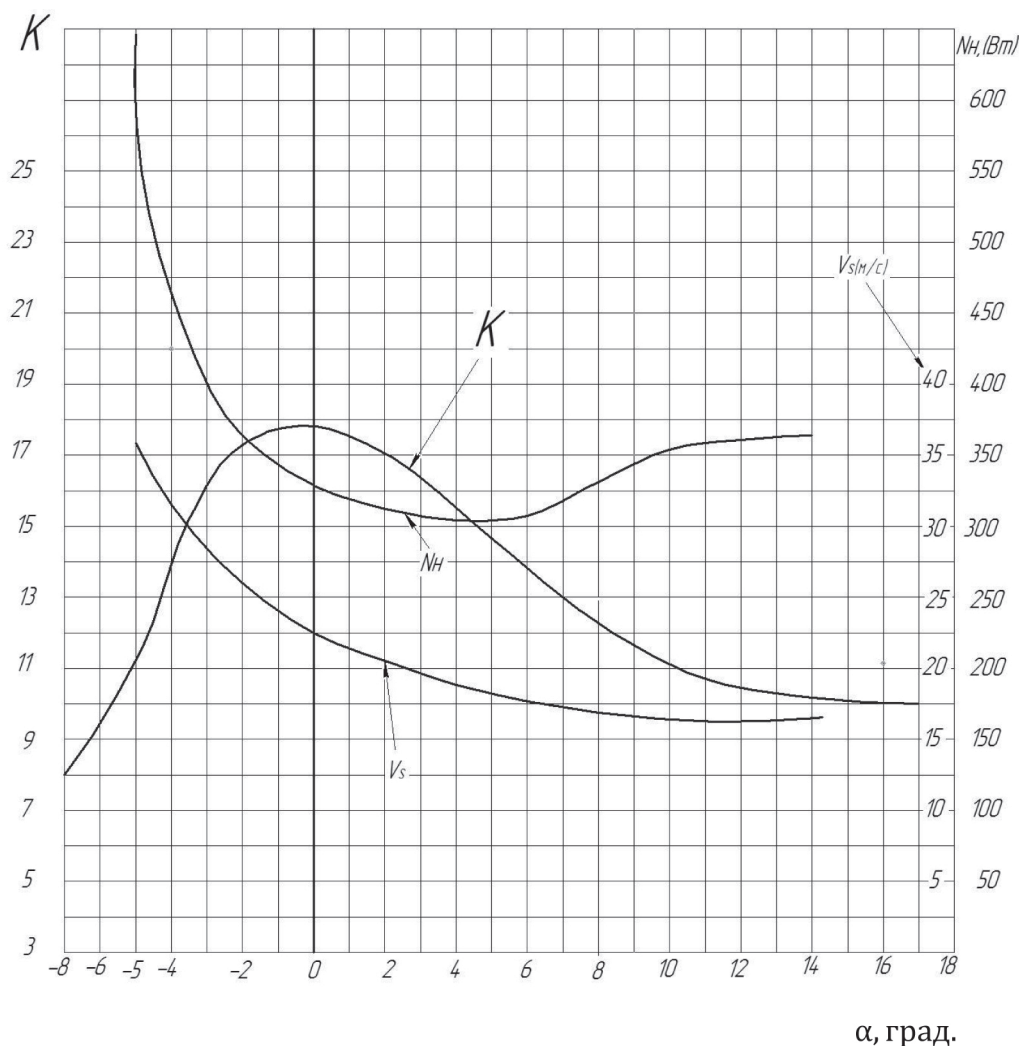


Рис. 3.7. Залежність аеродинамічної якості, швидкості звалювання та необхідної потужності БПС М-6-3Т від кута атаки

**Стислий технічний опис системи керування БПС М-6-3Т.** Система керування БПС М-6-3Т «Жайвір» автоматична і забезпечує його політ за наперед складеним планом з поворотними пунктами маршруту поза межами оптичної видимості. План польоту може бути відредагований або змінений дистанційно. Система керування дозволяє експлуатувати БПС за правилами польотів за приладами та обмежено за правилами проведення візуальних польотів у автоматичному, напівавтоматичному, ручному режимах.

В автоматичному режимі план польоту відпрацьовується бортовим автопілотом. У напівавтоматичному режимі дистанційний пілот сам досягає цільових значень ППМ. При цьому бортові стабілізатори підтримують режим стабілізації основних функцій БПС та його швидкості. У виняткових випадках, у межах оптичної видимості може бути застосоване напівавтоматичне або ручне (без стабілізації) пілотування БПС методом «бачити БПС збоку».

Система керування БПС складається з наземної станції керування і бортової системи керування, необхідних ефірних ліній контролю та зв'язку. В даному зразку БПС застосовується радіокомандно-телеметрична радіолінія 0,915 ГГц.

Наземна станція керування БПС складається з робочих місць першого та другого дистанційного пілотів, пультів керування, зовнішніх пристроїв виведення інформації на монітори та передавання її в ефір. На монітор ДП виводиться зображення комбінованого пілотажного приладу (КПП) та телеметрична інформація в обсязі, необхідному для пілотування БПС, віртуальне зображення місцевості (карта) з наземного відеоархіву та/або реальне зображення місцевості з борту БПС.

Бортова частина системи керування БПС забезпечує приймання керуючих сигналів, виконання команд усіма його необхідними органами, автоматичну стабілізацію його положення та підтримку навігаційних параметрів польоту, планування польоту за поворотними пунктами та збереження плану польоту, зміну плану польоту, автоматичне/напівавтоматичне виконання плану польоту, увімкнення/вимкнення автопілота, а також ручне/автоматичне увімкнення системи «самоповертання на базу» та випускання парашута.

Бортова частина системи керування БПС складається з необхідних датчиків, блоків отримання та обробки інформації, прийомопередавачів ліній зв'язку та контролю, антенних пристроїв, а також сервоприводів керм напрямку/висоти, флаперонів, закрилків, сервоприводів керування дроселем двигуна силової установки, сервоприводу керування випусканням парашута та сервоприводу відчеплення парашута.

Електроживлення бортової системи керування БПС здійснюється від штатної бортової акумуляторної батареї та двох бортових електрогенераторів, що приводяться в рух від колінчастого вала двигуна.

Електроживлення наземної станції керування НСК БПС здійснюється від зовнішнього електрогенератора через пристрій безперебійного живлення або від зовнішньої електричної мережі 380/220В.

*Функціональний склад КБПС М-6-3Т.* Комплекс безпілотного повітряного судна (КБПС) М-6-3Т функціонально складається з таких систем, обладнання та засобів.

### **Планер та силова установка безпілотного повітряного судна**

#### **Планер:**

- праве півкрило;
- ліве півкрило;
- фюзеляж у комплекті;
- V-подібне хвостове оперення;

- підмоторна рама;
- головна опора шасі;
- передня керована опора шасі.

**Силова установка:**

- двигун;
- впускна система;
- випускна система;
- паливна система;
- система охолодження двигуна;
- повітряний гвинт.

**Рятувальна парашутна система**

*Система підігрівання повітря у фюзеляжі\**

**Авіаційне обладнання безпілотного повітряного судна**

Пілотажно-навігаційне обладнання:

- система навігаційного обладнання;
- датчик повітряних сигналів;
- бортова система телеметрії.

**Система керування:**

- сервоприводи системи керування;
- механічна проводка системи керування;
- автопілот БПС.

**Система автоматичної посадки безпілотного повітряного судна**

*Електротехнічне обладнання*

Система енергоживлення:

- бортові акумуляторні батареї;
- силовий електричний блок;
- бортовий електрогенератор;
- електропроводка бортова.

**Бортова система об'єктивного контролю:**

- бортовий самописець режимів польоту (БСРП);
- бортовий накопичувач об'єктивної інформації режимів польоту.

**Радіоелектронне обладнання безпілотного повітряного судна**

*Радіотехнічне обладнання:*

- засоби системи супутникового зв'язку та навігації.

*Обладнання радіоліній:*

- засоби радіолінії керування (*борт/земля – радіокерування; земля/борт – телеметрія*).

#### **Вантажний відсік безпілотного повітряного судна**

- спеціальний вантажний контейнер (СВК);
- баласта вантажного контейнера.

#### **Функціональний склад наземної станції керування**

Наземна станція керування (НСК) функціонально складається з таких систем, обладнання та засобів.

#### **Робоче місце дистанційного пілота – командира екіпажу (РМ1)**

*Система керування БПС:*

- пост керування №1 БПС;
- монітор відображення інформації дистанційного пілота (ДП);
- персональний комп'ютер;
- засоби наземної радіокомандної системи.

#### **Засоби наземної пілотажно-навігаційної системи:**

- наземна телеметрія.

*Системи радіозв'язку дистанційного пілота:*

- засоби командної радіолінії;
- засоби системи голосового радіозв'язку.

*Система відеозв'язку дистанційного пілота:*

- засоби приймання і відображення відеоінформації.

#### **Засоби керування та контролю системи підпарашутного спуску БПС**

#### **Робоче місце другого дистанційного пілота (РМ2)**

*Система керування БПС:*

- пост керування №1 БПС;
- монітор відображення інформації дистанційного пілота (ДП);
- персональний комп'ютер;
- засоби наземної радіокомандної системи.

*Слідкуюча антенна система НСК:*

- механізм азимутального повороту антен;
- телеметрична антена;
- антена відеосистеми.

*Системи забезпечення польотів БПС:*

- енергопостачання НСК;
- кондиціонування та вентиляції НСК;
- метеозабезпечення;
- пожежогасіння;
- картографічного забезпечення та допоміжної радіопривідної навігації;
- об'єктивного контролю (розшифрування з БРПІ).

*Світлотехнічні засоби забезпечення зльоту та посадки БПС:*

- бортові аеронавігаційні вогні;
- наземні посадкові вогні.

*Контрольно-повіряльна апаратура:*

- комплект контрольно-вимірювальної та спеціальної апаратури для проведення передполітного та післяполітного ТО.

Засоби зберігання та транспортування БПС.

Монтажний комплект.

Запасні частини, інструменти та приладдя (ЗІП).

Технологічне обладнання.

Комплект інструменту.

Комплект експлуатаційної документації.

### Список використаних джерел

1. Безпілотний вертоліт для доставки вантажів. М. П. Матійчик, О. С. Рибальченко, Д. М. Матійчик, В. О. Двигон, М. І. Фузік Пат. України на корисну модель. №113343. Опубліковано 10.01.2019. Бюл. №1.
2. Безпілотний багатомоторний вертоліт для перевезення невеликих вантажів. М. П. Матійчик, О. С. Рибальченко, Д. М. Матійчик, В. О. Двигон, М. І. Фузік, Ю. Литвин Пат. України на корисну модель. № 119261. Опубліковано: 25. 09. 2017. Бюл. №18.
3. У НАУ завершилися льотні випробування вантажного безпілотного гелікоптера ПКМ-14 «Сатурнія». Режим доступу до джерела: <http://uav.nau.edu.ua/Saturnia%2026.02.18-UA.html>.
4. Безпілотне повітряне судно для перевезення невеликих вантажів. М. П. Матійчик, В. О. Двигон, Д. М. Матійчик, О. С. Рибальченко Пат. України на корисну модель №130978. Опубліковано 10.01.2019 р. Бюл. №1.
5. Компанія «Нова пошта» показала безпілотник, яким доставлятиме товари. Інтернет-ресурс. Intermarium – новини міжморя. Режим доступу до джерела: <https://intermarium.news/kompaniya-nova-poshta-pokazala-bezpilotnyk-yakym-dostavlyatyme-tovary/>.
6. Матійчик М. П. Безпілотне повітряне судно для перевезень поштових відправлень. Пат. України на корисну модель №119235. Опубліковано: 11.09.2017. Бюл. №17.

## **Розділ 4. БЕЗПЛОТНІ ПОВІТРЯНІ СУДНА НАЦІОНАЛЬНОГО АВІАЦІЙНОГО УНІВЕРСИТЕТУ ТА ЇХ КОМПЛЕКСИ ДЛЯ РОЗВІДКИ, МОНИТОРИНГУ ТА ІНШИХ ПРИЗНАЧЕНЬ**

### **4.1. Безпілотний авіаційний комплекс «ОВОД» М106**

Безпілотний авіаційний комплекс (БпАК) «ОВОД» М106 багаторазового використання відповідає вимогам ДСТУ В7371:2013 та призначений для виконання розвідки з повітря вдень та вночі з передаванням та записом відео- або ІЧ зображення в «он-лайн» режимі. Також «ОВОД» М106 може виконувати аерофотознімання в різних діапазонах спектра.

Наземна станція керування (НСК) призначена для керування та контролю безпілотного повітряного судна «ОВОД» М106 на землі та під час виконання ним польотів у виділеному повітряному просторі. Обслуговується БПС та його НСК дистанційним екіпажем у складі не менш трьох осіб. БПС «ОВОД» М106 та його наземна станція керування розташовуються у двох контейнерах. БпАК «ОВОД» М106 призначений для безаеродромного базування.

Основні переваги комплексу полягають у його здатності до безаеродромного базування та високі аеродинамічні характеристики дозволяють експлуатувати «ОВОД» М106 майже в будь-яких умовах розташування в діапазоні температур від – 22 °С до + 40 °С. Завдяки особливостям конструкції та малим розмірам «ОВОД» М106 має малу оптичну, акустичну і радіолокаційну помітність і практично не піддається впливові засобів РЕБ. Використані новітні технічні рішення дозволяють підняти верхнє експлуатаційне значення складової вітру аж до 23 м/с.

*Стан захисту інтелектуальної власності.* Патенти України: №132969 (2019), №133753 (2019), №140038 (2020).

Безпілотний авіаційний комплекс «ОВОД» М106 складається з таких частин:

- безпілотне повітряне судно у комплекті (2–3 залежно від комплектування);
- наземна станція керування (НСК) комплексу «ОВОД» М106;
- пусковий пристрій КП-5 (катапульта);
- запасні комплекти силових батарей (бортових та наземних);
- зарядний пристрій для бортових та наземних батарей;
- засоби зберігання та транспортування БПС;
- ЗІП;
- комплект інструменту;
- комплект експлуатаційної документації.

### Стислий технічний опис безпілотного повітряного судна «ОВОД» М106

Безпілотне повітряне судно «ОВОД» М106 (рис. 4.1) – це одномоторний вільнонесучий середньоплан з V-подібним хвостовим оперенням. Планер виготовлений зі скло- та вуглепластика; окремі елементи конструкції виконані з алюмінієвих сплавів.

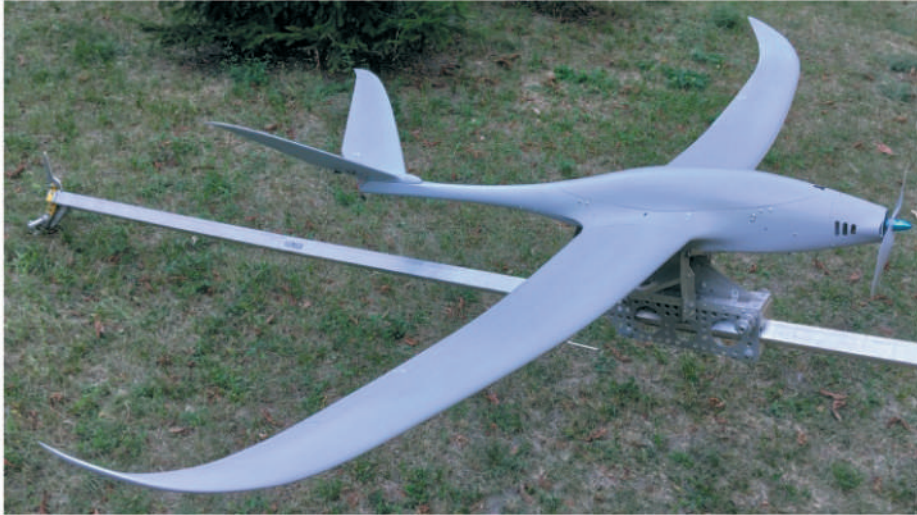


Рис. 4.1. Загальний вигляд БПС «ОВОД» М106 на пусковому пристрої КП-5

*Фюзеляж* є напівмонококовою конструкцією зі склопластиковою багатошаровою силовою обшивкою зі знімним верхнім гаргротом-обтічником. Виклеювання відбувається у негативних матрицях з наступним загартовуванням заготовок. Між шпангоутами фюзеляжу розташовані основні системи БПС. Під переднім гаргротом-обтічником розміщена силова батарея з ложементом. Під батареєю розміщений двовісний гіростабілізатор цільового навантаження, який знизу фюзеляжу закритий прозорим обтічником (рис. 4.2).



Рис. 4.2. Двовісний гіростабілізатор цільового навантаження БПС «ОВОД» М106 (вигляд зверху; ложемент силової батареї знятий)

Загальний вигляд розташування обладнання та систем БПС «ОВОД» М106 подано на рис. 4.3.

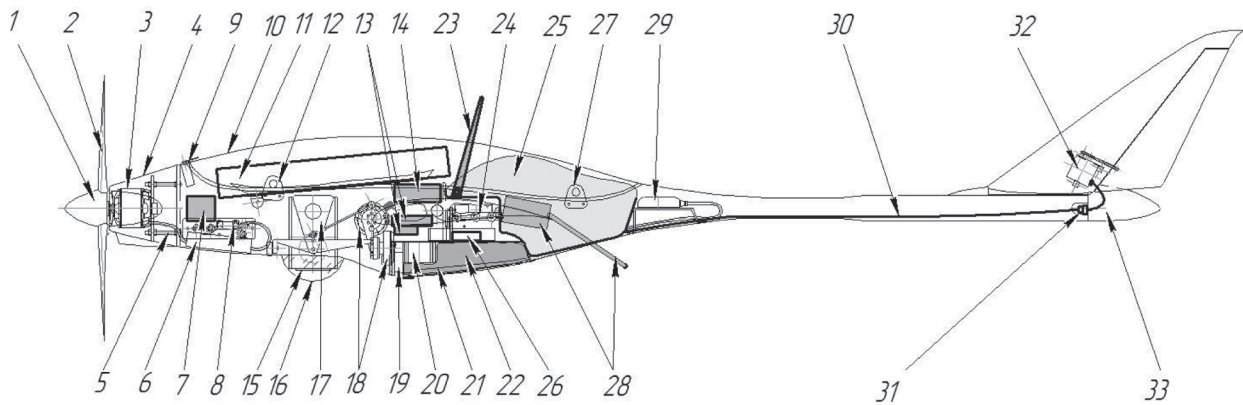


Рис. 4.3. Розташування обладнання та систем БПС «ОВОД» М106: 1 – обтічник повітряного гвинта; 2 – повітряний гвинт; 3 – електродвигун силової установки; 4 – знімний капот двигуна; 5 – моторама двигуна; 6 – електронний регулятор обертів двигуна; 7 – конвертер відеосигналів камери та тепловізора; 8 – блок живлення автопілота; 9 – сервомеханізм скидання верхнього гаргрота-обтічника; 10 – верхній гаргрот-обтічник; 11 – силова електрична батарея БПС; 12 – передній обвідний кронштейн строп парашута; 13 – блоки живлення камер цільового навантаження; 14 – блок живлення телеметрії; 15 – денна камера цільового навантаження; 16 – прозорий обтічник об’єктива камери; 17 – рухома (тангаж) рамка гіростабілізатора; 18 – електродвигуни гіростабілізатора; 19 – сервомеханізм відкриття люка амортизаційної подушки; 20 – компресор надування амортизаційної подушки; 21 – кришка шахти амортизаційної подушки; 22 – амортизаційна подушка (у складеному стані); 23 – бортова відеоантена; 24 – бортовий відеомодем; 25 – спусковий парашут (у складеному стані); 26 – сервомеханізм відчеплення парашута; 27 – задній обвідний кронштейн строп парашута; 28 – телеметричний модем та його антена; 29 – навігаційний блок (магнетометр + GPS приймач); 30 – хвостовий джгут електропроводки; 31 – роз’єм хвостового джгута електропроводки; 32 – сервомеханізми кермових поверхонь хвостового оперення; 33 – знімний хвостовий обтічник фюзеляжу

Панель автопілота розташована у середній частині фюзеляжу. Під гаргротом-обтічником знаходиться спусковий парашут з механізмом відчеплення. Відкриття гаргрота-обтічника для випускання парашута відбувається за допомогою сервоприводу; під час випускання парашута гаргрот скидається пружиною та набігаючим потоком повітря витягує спусковий парашут. Модеми зв’язку розташовані в середній частині

фюзеляжу. Антени модемів виведені за межі фюзеляжу. Електродвигун силової установки закріплений на моторамі.

Під низом фюзеляжу знаходиться люк, який закриває складену пневматичну амортизаційну подушку. Подушка наповнюється осьовим компресором з електричним двигуном. Для монтажу подушки та компресора у фюзеляжі передбачено відповідний ложемент.

Крило БПС«ОВОД» М106 принципово нове, оживальної форми спереду та в плані, відрізняється таким (рис. 4.4):

- форма профілю крила та його товщина підібрані для числа  $Re$ , що відповідає швидкості для економічного режиму; кожна консоль крила об'єднана із закінцівкою, відігнутою догори та назад і їм в плані надається об'єднана оживальна форма, а при вигляді спереду площина хорд кожного крила перетворена в набір з щонайменше трьох поверхонь, середня з яких є площиною, а V-подібне хвостове оперення оснащено закінцівками, відхиленими назад;

- середня поверхня хорд кожного крила, яка є площиною, використана для розташування в ній органа поперечного керування.

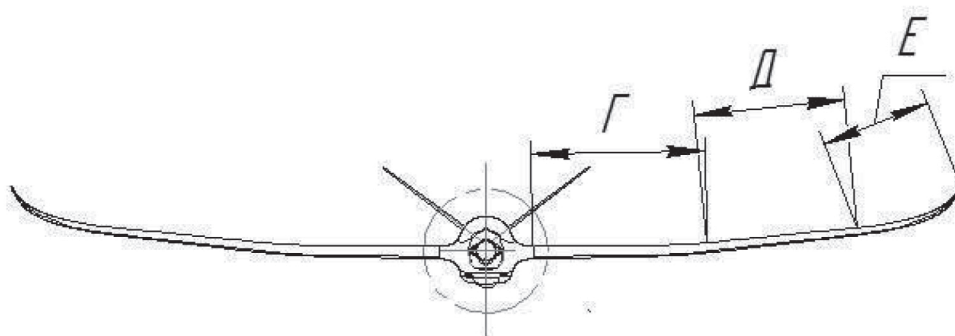


Рис. 4.4. Вигляд спереду на крило БПС «ОВОД» М106:

Г – оживальна поверхня центроплану; Д – площина середніх хорд крила, забезпечена органами поперечного керування; Е – оживальна поверхня закінцівки з приєднаним вінглетом

Конструктивно крило є однолонжеронною конструкцією, яка складається із двох знімних площин; їх приєднання до фюзеляжу забезпечується трубчастим ригелем, а утримування консолей відбувається за допомогою автоматичних замків. Полиці лонжеронів крила виконані зі склоровінгу. Обшивка жорстка у вигляді виклеєних у формах тришарових панелей.

Застосування крила з оживальними контурами дозволяє отримати аеродинамічну якість компонування в межах 20–22 од. на економічному режимі польоту БПС.

*Хвостове оперення* V-подібне, однолонжеронне з жорсткою тришаровою обшивкою. Керма безлонжеронні та технологічно виконані аналогічно нерухомій частині оперення. Приєднання хвостового оперення до хвостової балки відбувається за допомогою гвинта з різьбою М3. Хвостова балка закривається знімним обтічником, під яким знаходиться роз'єм сервомеханізму з хвостовим джгутом електропроводки.

*Силова установка (СУ)* включає в себе трифазний електродвигун постійного збудження з електронним регулятором та дволопатеvim повітряним гвинтом постійного кроку. Двигун закріплений на перехідній моторамі, за допомогою якої можна змінювати напрямок вектора тяги СУ. Охолодження двигуна відбувається за рахунок повітря, що проходить крізь вхідні отвори в капоті фюзеляжу.

Живлення електричної бортової системи БПС здійснюється від штатної силової літій-полімерної батареї з чотирма елементами. Проводка складається з сигнальних та силових ліній, з'єднаних у комбіновані кабелі. Окремі споживачі забезпечуються відповідними напругами від бортових блоків живлення.

*Керування БПС* здійснюється в автоматичному та напіваавтоматичному режимах. Основним режимом є автоматичний. Сигнали керування надсилаються по цифровій захищеній радіолінії. У випадку нештатної ситуації існує можливість перемикання у режим «ручний».

*Штатне цільове навантаження* – гіростабілізовані відеокамера/ІЧ-камера, що керуються за каналами системи керування.

*Відеокамера цифрова типу SONY FCB-EV7500* (рис. 4.5), матриця приблизно 3 Мп; оптичне збільшення дорівнює 30х.



Рис. 4.5. Денна відеокамера SONY FCB-EV7500 в перехідному корпусі

Тепловізор моделі МТ 640 «Microthermo», роздільна здатність близько 640×480, не охолоджуваний мікроболотометр. Фотокамера (опція) моделі Canon Power Shot SX100 IS або аналогічна.

Пускова установка КП-5 розбірна та призначена для організованого безаеродромного автоматичного запуску БПС при швидкості вітру до 20 м/с (рис. 4.6 та 4.7). Пускова установка складається з пускової рами з гумовим накопичувачем-амортизатором та рухомої каретки. Натягування амортизатора – вручну. Маса пускової установки – до 5 кг. У складеному стані КП-5 має такі габарити: 200 мм × 350 мм × 1200 мм.



Рис. 4.6. Загальний вигляд та розміри пускової установки КП-5 у робочому стані



Рис. 4.7. Загальний вигляд та розміри пускової установки КП-5 у складеному стані (тара для КП-5 розміром 200×350×1200; маса разом із КП-5 близько 18 кг)

Загальний вигляд БПС «ОВОД» М106 у транспортній тарі показано на рис. 4.8.

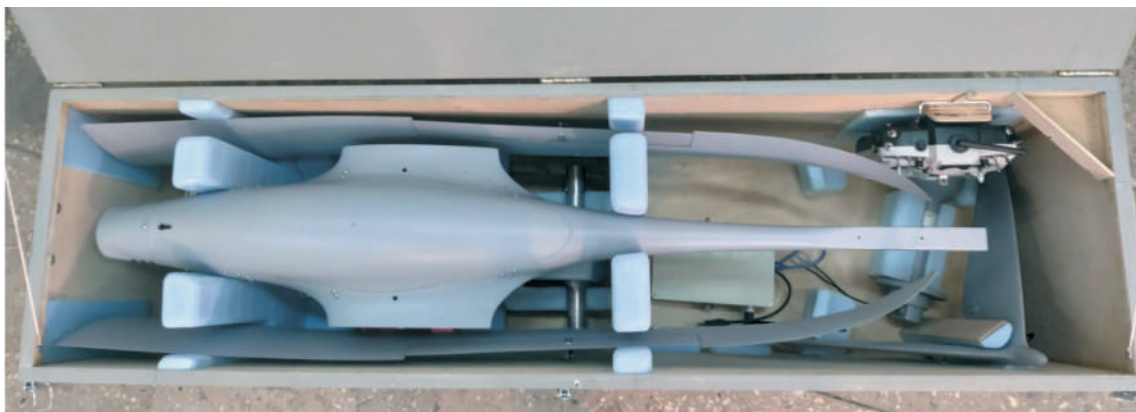


Рис. 4.8. Загальний вигляд та розміри транспортної тари для БПС «ОВОД» М106  
(тара розміром 380 мм × 800 мм × 1400 мм; маса – 35 кг)

У табл. 4.1 наведено скорочені позначення деяких блоків авіаційного обладнання БПС «ОВОД» М106 та їх призначення.

Таблиця 4.1

**Призначення деяких блоків авіаційного обладнання БПС «ОВОД» М106**

№ з/п	Назва блока	Скорочене позначення	Призначення блока
1	Блок бортової автоматики	БА-2.6	Автоматичне керування БПС (польотний контролер)
2	Блок приймача радіокерування	БПР-2.4	Ручне радіокерування БПС (бортовий приймач радіокерування)
3	Блок живлення автопілота	БЖА	Передполітне/післяполітне ввімкнення/вимкнення автопілота БПС з метою їх забезпечення напругами з необхідними характеристиками
4	Блок живлення сервоприводів	БЖС	Забезпечення електроенергією сервоприводів системи керування
5	Блок живлення телеметрії	БЖТ	Забезпечення електроенергією бортової системи телеметрії БПС
6	Блок живлення денної камери цільового навантаження	БЖК	Забезпечення електроенергією бортової денної камери цільового навантаження
7	Блок живлення денної камери цільового навантаження	БЖТ	Забезпечення електроенергією бортового тепловізора
8	Конвертер відеосигналів камери та тепловізора	КВС	Перетворення аналогових сигналів з камер у сигнал протоколу ТСРІР
9	Блок бортової телеметрії	БТ-0,915	Забезпечення двобічного зв'язку для передачі бортової телеметричної інформації з борту БПС на НСК та команд керування з НСК на борт БПС

№ з/п	Назва блока	Скорочене позначення	Призначення блока
10	Анени бортової телеметрії	АТ-0,915	Дві антени передавання/приймання в ефір/з ефіру сигналу з блока/у блок телеметричного зв'язку БТ-0,915
11	Блок передавання відео-зображення з борту	БПВ-2,4	Забезпечення двобічного зв'язку для передавання відеозображення борту БПС на НСК
12	Анени бортового відеосигналу	АПВ-2,4	Дві антени передавання в ефір відеосигналу з блока БПВ 2,4
13	Система зберігання парашута на борту	СЗП-106	Зберігання парашута в складеному стані на БПС та його випускання за командою блока БА 2.6
14	Блок керування цільовим навантаженням	БЦВ	Поточне керування орієнтацією та іншими необхідними функціями відеокамери (ІЧ-камери) БПС
15	Електронний регулятор двигуна	ЕРД-М106	Регулювання обертів електродвигуна на всіх режимах його роботи
16	Бортовий навігаційний блок	НБ	Забезпечення бортового автопілота даними від GNS системи та магнетометра
17	Приймач повітряного тиску	ППТ	Забезпечення бортового автопілота даними про величину повітряної швидкості борту
18	Компресор посадкової амортиподушки	КПП	Забезпечення надування посадкової амортиподушки

### Технічні характеристики БПС «ОВОД» М106 та БпАК на його базі

#### Геометричні характеристики:

- розмах крила, м – 2,513;
- довжина, м – 1,434 (з обтічником повітряного гвинта);
- висота, м – 0,349 (без повітряного гвинта); 0,298 (без телеметричної антени);
- висота, м – 0,419 (з повітряним гвинтом); 0,368 (без телеметричної антени);
- площа всього крила (із перекриттям фюзеляжу), м<sup>2</sup> – 0,45;
- видовження крила, од. – 13,8;
- звуження крила, η – 1,98;
- кут стрілоподібності по ¼ хорд – 3,5°;
- САХ крила, м – 0,191;
- площа флаперонів (двох), м<sup>2</sup> – 0,038;
- площа хвостового оперення (у горизонталі), м<sup>2</sup> – 0,074;

- площа нерухомої частини хвостового оперення,  $m^2 - 0,062$ ;
- площа рухомої частини хвостового оперення,  $m^2 - 0,0266$ ;
- плече горизонтального оперення,  $m - 0,7$ ;
- розмах горизонтального оперення,  $m - 0,542$ .

*Основні масові характеристики БПС:*

- максимальна злітна маса,  $кг - 4,95$ ;
- максимальна маса корисного навантаження,  $кг - 0,8$ ;
- маса порожнього ПС (без ЦН та АКБ),  $кг - 2,65$ ;
- максимальне навантаження на одиницю площі крила,  $кг/м^2 - 12,4$ ;
- мінімальне навантаження на одиницю площі крила,  $кг/м^2 - 11$ ;
- розрахункове положення ЦВ (у частках САХ)  $- 0,3612 (36 \%)$ ;
- положення ЦВ (у міліметрах САХ),  $мм - 69$ .

*Основні характеристики СУ БПС:*

- тип двигуна – електричний, трифазний з постійним збудженням, повітряного охолодження;

- тип повітряного гвинта – дволопатевий постійного кроку;
- маса СУ,  $кг - 0,3$ ;
- кількість двигунів – 1;
- потужність двигуна,  $к.с. - 1,0$ .

*Основні льотні характеристики БПС:*

- максимальна горизонтальна швидкість польоту,  $км/год - 140$ ;
- крейсерська швидкість польоту,  $км/год - 62-75$ ;
- швидкість відриву,  $км/год - 49$ ;
- швидкість заходу на посадку,  $км/год - 58$ ;
- швидкість звалювання у злітній конфігурації,  $км/год - 44,5$ ;
- практична стеля,  $м - до 3500$ .

*Основні експлуатаційні характеристики:*

- тривалість польоту,  $год (не менше) - 2,5$ ;
- радіус дії (при ємності АКБ  $28 А \cdot год$  на крейсерській швидкості),  $км - до 75$ ;
- крайнє заднє положення ЦВ –  $36,8 \% САХ$ ;
- розрахункове положення ЦВ –  $у мм САХ / \%САХ - 53,2 мм / 20\%$ .

*Профілі аеродинамічних поверхонь:*

- крило – *Wortmann FX63-137*;
- хвостове оперення – *NACA 0010*.

*Бортве цільове навантаження:*

- цифрова відеокамера SONY моделі FCB – EV7500;
- цифровий тепловізійний модуль «Microthermo» моделі МТ-640.

*Бортвий гіростабізатор камер:*

- тип – двовісний (стабілізація за креном і тангажем);
- спосіб встановлення – вмонтований у конструкцію фюзеляжу;
- спосіб заміни цільового навантаження – монтаж/демонтаж камер з боку акумуляторного відсіку.

#### **Основні експлуатаційні характеристики БпАК «ОВОД» М106:**

- маса БпАК, кг – до 55;
- спосіб транспортування – у двох спеціальних ящиках;
- радіус дії зі зв'язком «он-лайн», км – до 22;
- спосіб керування цільовим навантаженням – через Web-інтерфейс ІР камери та програму Mission Planner;
- час розгортання в робоче положення, хв – 15;
- маса пускового пристрою КП-5, кг – 5.

**Основні аеродинамічні характеристики БПС «ОВОД» М106.** Результати розрахунку значень аеродинамічної якості, зміни швидкості звалювання та необхідної потужності для стартової маси 4,95 кг БПС «ОВОД» М106 подано на рис. 4.9.

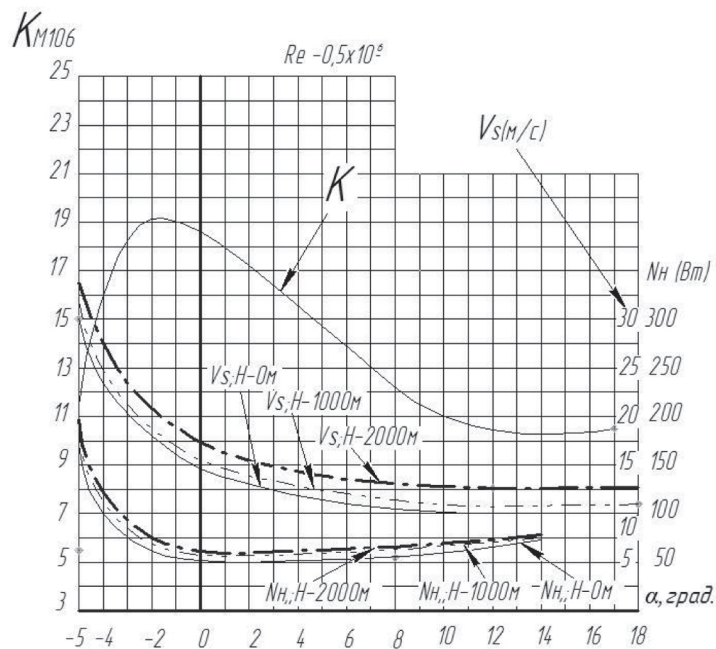


Рис. 4.9. Залежність аеродинамічної якості, швидкості звалювання та необхідної потужності БПС «ОВОД» М106 від кута атаки

На рис. 4.10 подано залежність коефіцієнтів піднімальної сили та аеродинамічного опору від кута атаки для повного компонування БПС «ОВОД» М106.

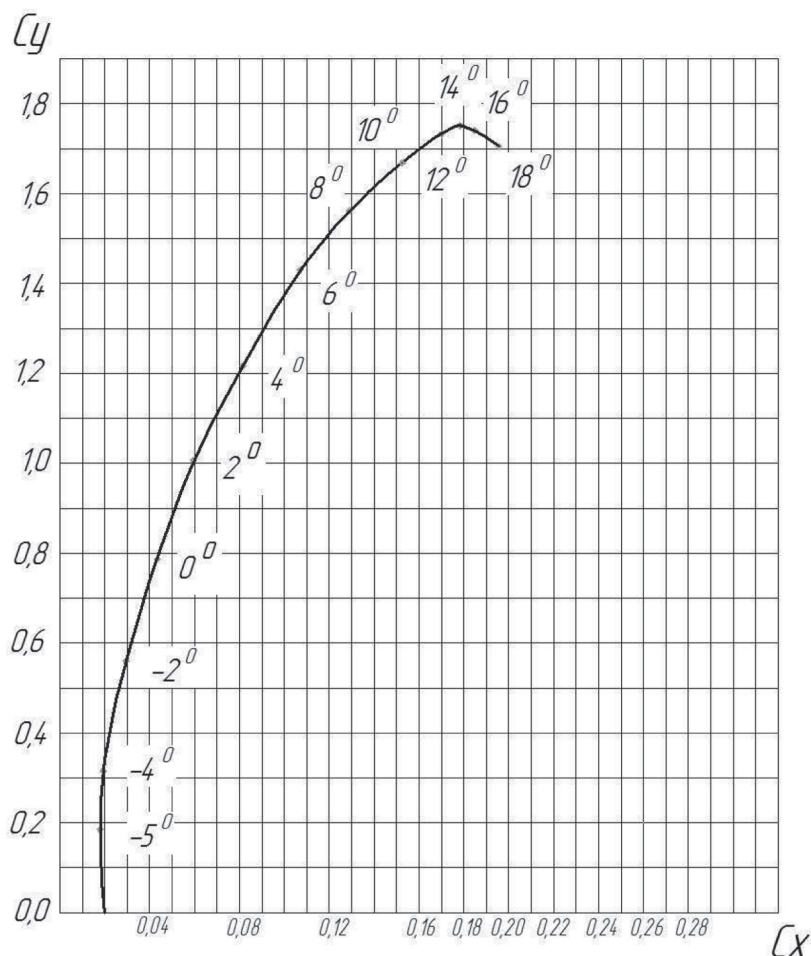


Рис. 4.10. Залежність коефіцієнтів піднімальної сили та аеродинамічного опору від кута атаки для повного компонування БПС «ОВОД» М106

### Стислий технічний опис системи керування БПС «ОВОД» М106 та наземної станції керування

1. Система керування БПС «ОВОД» М106 автоматична і забезпечує його політ за наперед складеним планом з поворотними пунктами маршруту поза межами оптичної видимості. План польоту може бути відредагований або змінений дистанційно. Система керування дозволяє експлуатувати БПС за правилами польотів за приладами та обмежено за правилами проведення візуальних польотів у автоматичному, напівавтоматичному режимах.

2. В автоматичному режимі план польоту відпрацьовується бортовим автопілотом. У напівавтоматичному режимі цільових значень ППМ досягає дистанційний пілот. При цьому бортові стабілізатори підтримують режим стабілізації основних функцій БПС та його

швидкості. У виняткових випадках, у межах оптичної видимості може бути застосоване напівавтоматичне/ручне пілотування БПС методом «бачити БПС збоку».

3. Система керування БПС складається з наземної станції керування і бортової системи керування, необхідних ефірних ліній контролю та зв'язку. В даному зразку БПС застосовуються радіокомандно-телеметрична радіолінія 0,915ГГц та відеолінія 2,4 ГГц.

4. Наземна станція керування БПС складається з робочих місць дистанційного пілота (ДП) та оператора цільового навантаження, пульта керування, зовнішніх пристроїв виведення інформації на монітор та передавання її в ефір. На монітор ДП виводиться зображення комбінованого пілотажного приладу (КПП) та телеметрична інформація в обсязі, необхідному для пілотування БПС, віртуальне зображення місцевості (карта) з наземного відеоархіву та/або реальне зображення місцевості з борту БПС.

5. На монітор оператора цільового навантаження виводиться реальне зображення місцевості з борту БПС, карта місцевості з прив'язуванням об'єктів до географічних координат, а також траєкторія руху БПС з планом його польоту.

6. Бортова частина системи керування БПС забезпечує приймання керуючих сигналів, виконання команд усіма необхідними органами, автоматичну стабілізацію його положення та підтримку навігаційних параметрів польоту, планування польоту за поворотними пунктами та збереження плану польоту, зміну плану польоту, автоматичне/напівавтоматичне виконання плану польоту, увімкнення/вимкнення автопілота, а також увімкнення системи «самоповертання на базу» та випускання парашута.

7. Бортова частина системи керування БПС складається з необхідних датчиків, блоків отримання та обробки інформації, автопілота, прийомопередавачів ліній зв'язку та контролю, антенних пристроїв, а також сервоприводів керм напрямку/висоти, флаперонів, сервоприводу керування випусканням парашута, сервоприводу відчеплення парашута, сервоприводів керування відекамерами/ фотоапаратом тощо.

8. Навігація БПС забезпечена інерціальною системою, 3-D магнітним компасом, GPS модулем та приймачем повітряного тиску. Підтримка висоти – барометрія та GPS модуль.

9. Електроживлення бортової системи керування БПС здійснюється від штатних бортових акумуляторних батарей.

10. Електроживлення наземної станції керування БПС здійснюється від зовнішнього акумулятора 12/24В або електрогенератора через пристрої безперебійного живлення або від зовнішньої електричної мережі 380/220В.

Наземна станція керування БпАК «ОВОД» М106 мобільна та може бути розгорнута за 10-15 хв. Наземна станція керування «ОВОД» М106 складається з таких функціональних елементів (рис. 4.11 та 4.12):

- наземного захищеного комп'ютера в кейсі;
  - акумуляторної батареї живлення НСК;
  - антени приймання-передавання відеосигналу разом з модемом;
  - антени приймання-передавання телеметрії разом з модемом;
  - телескопічної щогли та пристрою автоматичного розвертання антен у напрямку БПС;
- БПС;
- пускового пристрою КП-5.



Рис. 4.11. Загальний вигляд наземної станції керування  
(наземний захищений комп'ютер у кейсі)



Рис. 4.12. Телескопічна щогла та пристрій автоматичного розвертання антен  
у напрямку БПС

*Відповідність БпАК «ОВОД» М106. Ознаки та характеристики відповідності класифікації за ДСТУ В7371:2013 наведено в табл. 4.2.*

## Відповідність БпАК «ОВОД» М106 класифікації

№ з/п	Ознака	Характеристика
Безпілотний авіаційний комплекс (БпАК) «ОВОД» М106		
1	Призначення	Розвідувальний
2	Масштаб завдань	Тактичний з радіусом дії: з передачею відеоінформації в реальному часі – не менше ніж 20 км;  без передачі відеоінформації в реальному часі – не менше ніж 30 км
3	Місце базування	Наземного базування
4	Принцип створення піднімальної сили	Аеродинамічний
5	Кількість застосувань	Багаторазовий з ресурсом не менше ніж 100 застосувань
6	Кількість двигунів	Одномоторний
7	Тип двигуна в силовій установці	Силова установка на базі трифазного електродвигуна
8	Максимальна злітна маса	Максимальна злітна маса до 4,95 кг
9	Максимальна висота польоту	Висота польоту до 3500 м
10	Максимальна швидкість польоту	До 150 км/год
11	Максимальний час польоту	Не менше 2,5 год за температури не нижче мінус 10 °С
12	Спосіб зльоту	Механічна катапульта
13	Спосіб посадки	Підпарашутна
14	Тип системи керування польотом	Комбінована
15	Цільове спорядження	Засоби розвідки

## Характеристики цільового спорядження

Основною є оптично-електронна головка з відеокамерою SONY FCB-EV7500 у взаємозамінному корпусі, що закріплюється на рухомій частині гіростабілізатора. Стислі технічні характеристики денної відеокамери наведено в табл. 4.3.

**Технічні характеристики денної відеокамери SONY FCB-EV7500**

Параметр	Значення
Матриця	1 / 2,8 - датчик зображення типу CMOS
Лінза	30x
Якість зображення	Full HD 1080p (1920 × 1080)
Мінімальне освітлення	Колір: 0,35 люкс; (F1.6, AGC включно, 1/30 с)
Цифрове збільшення	12× (360× з оптичним збільшенням)
Вихід відео (HD)	Цифровий /аналоговий
Вихід відео (SD)	Цифровий
Маса	260 г
Розміри	50 × 60 × 89,7 мм
Затуманення зображення	Так
Компенсація сильного світла	Так
Широкий динамічний спектр	Так
Стабілізатор зображення	Так
Стабілізатор збільшення	Так
Автоматичний стабілізатор зображення	Так
Спеціальна приватна зона маскування	Так
Зменшення шуму	Так
Сповільнення зображення	Так

Інфрачервона камера моделі МТ640 розташована в аналогічному за габаритами та кріпленням корпусі та замінюється у польових умовах. Її технічні характеристики подані в табл. 4.4.

**Технічні характеристики камери МТ640 «Мікротермо»**

Параметр	Характеристика
Детектор	Неохолоджувана матриця мікроболометра
Роздільна здатність FPA / пікселів	640×480/ 17um
Температурна чутливість	≤60mk at f/1,0 300K
Частота кадрів	50 гц
Спектральний діапазон	8~14um
Процес зображення	Автоматична корекція + додатково беззатворна технологія
Затримка увімкнення	< 3 с
Підсилення зображення	DDE
Роздільна здатність дисплея зображення (пікселів)	640×480
Частота зображення	50Hz (PAL)

Параметр	Характеристика
Об'єктиви (опційно)	12 мм, 19 мм, 35 мм, 40 мм, 50 мм
Тепловізійне регулювання	Полярність (чорний, білий / 9 каналів кольору)
Цифрова зміна фокусу	×2; ×4
Яскравість / контраст	Автоматична / ручна
Перевертання зображення	Горизонтальне/вертикальне
Перехрестя	+
Електричне живлення	Діапазон робочої напруги: постійний струм: +2,5В~+5,5В
Типова робоча напруга	Постійний струм 3,7В
Споживання потужності	<1Вт
Захист від зворотної напруги	+
Захист від перенапруги	+
Параметри навколишнього середовища	Діапазон робочої температури: -20 °С~ + 60 °С
Спеціальне використання	-40 °С~+60 °С
Діапазон температури зберігання	-45 °С~+65 °С
Вологість	5 % ~ 95 % без конденсату
Вібрація	GJB 150-16 2.3.1
аксіальна:	GJB 150-18 тест 7 100g/6мс
Температурний градієнт	-5 °С/мін (-40 °С~+60 °С)
Фізичні параметри	Маса – 33 г
Розміри	24×24 мм (власне, модуль)
Інтерфейс	Вихід зовнішнього живлення
Вихід цифрового відео	14bit(50Hz))/BT.656 (опція)
Протокол керування	RS-232
Вихід аналогового відео	BNC(75Ω); підтримує комбіноване відео двох виходів
Клавіатура	Клавіатура з кнопками

#### 4.2. Комплекс безпілотного повітряного судна М-7-В5 «Небесний патруль»

Основним призначенням безпілотного повітряного судна М-7-В5 «Небесний патруль» є виконання авіаційних робіт, пов'язаних з отриманням фото-, відео- та ІЧ-зображень площинних та лінійних об'єктів за допомогою спеціального цільового обладнання, розташованого на нижній поверхні гондoli фюзеляжу. Загальний вигляд БПС М-7-В5 «Небесний патруль» подано на рис. 4.13, а, б та в.



*a*



*б*



*в*

Рис. 4.13. Загальний вигляд БПС М-7-В5 «Небесний патруль»

Безпілотне повітряне судно М-7-В5 «Небесний патруль» безпечно кероване, не потребує застосування прийомів складної техніки пілотування та виконує всі маневри, властиві непілотажному літаку на режимах зльоту, набору висоти, горизонтального польоту, зниження та посадки з двома працюючими двигунами, одним працюючим двигуном і з непрацюючими двигунами. Безпілотним повітряним судном М-7-В5 «Небесний патруль» може керувати дистанційний пілот середньої кваліфікації з відповідним сертифікатом на даний тип БПС.

Безпілотне повітряне судно М-7-В5 «Небесний патруль» виконане за схемою «моноплан-парасоль» із двома поршневыми двигунами та Н-подібним хвостовим оперенням. Головна особливість БПС М-7-В5 полягає в застосуванні поперечного розташування двигунів, яке разом з іншими чинниками отримання додаткової піднімальної сили дозволяє отримати високі злітні характеристики, які на 25 % вищі, ніж при традиційних, відмінних від прийнятого компоновань. На рис. 4.14 показані основні чинники приросту, де 1 – піднімальна сила «чистого» крила; 2 – приріст піднімальної сили від закрилків; 3 – приріст піднімальної сили від обдування крила повітряними гвинтами; 4 – вертикальна складова тяги повітряних гвинтів.

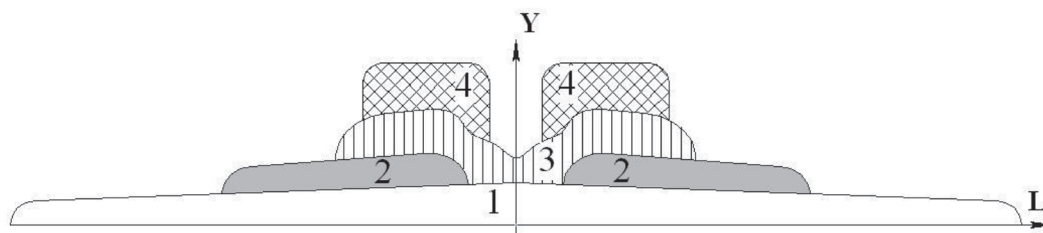


Рис. 4.14. Приріст піднімальної сили від застосування обдування крила повітряними гвинтами

При цьому різко скорочується розбіг БПС, знижуються вимоги до якості покриття ЗПС, а також підвищується висотність аеродрому. З метою задоволення потреб широкого спектра замовників у конструкції БПС, крім зазначених вище, було застосовано низку технічних рішень, наведених у табл. 4.5.

Таблиця 4.5

**Основні переваги БПС М-7-В5 від застосованих технічних рішень**

Прийняте технічне рішення на М-7-В5	Отримана перевага
Застосування двох двигунів	Дозвіл на польоти над населеними пунктами. Знижена ймовірність переривання польоту у зв'язку із зупинкою двигуна (політ продовжиться на одному працюючому двигуні)
Поперечне розташування двигунів перед крилом, на центроплані з його обдуванням	Зниження впливу вібрацій на РЕО і цільове навантаження, розташоване в гондолі фюзеляжу. Значне підвищення піднімальної сили, що дозволяє різко підвищити злітні характеристики БПС, зокрема експлуатацію в умовах високогір'я, високих температур; скорочення дистанції розбігу

Прийняте технічне рішення на М-7-В5	Отримана перевага
Застосування профілів крила з найвищими показниками аеродинамічної якості на крейсерському значенні числа $Re$	Дає змогу значно знизити витрату палива на крейсерському режимі і тим самим отримати збільшений час польоту без дозаявлення – до 8-10 год
Застосування крила з високим/середнім ступенем механізації	Застосування щілинних закрилків та флаперонів додає значного (до 1,5 од.) приросту коефіцієнта піднімальної сили
Багатосекційні закрилки та флаперони	Підвищення надійності органів керування. Можливість отримання розширеного спектра конфігурацій БПС
Застосування однощільного «перевернутого» профілю горизонтального оперення	Підвищення ефективності керування БПС за тангажем на режимах з великими кутами атаки (особливо під час посадки)
Застосування модульної конструкції БПС (роз'ємні гондола та, власне, сам планер)	Дозволяє оперативно отримувати модифікації БПС та підвищити його ремонтпридатність
Хвостова балка, яка «зламується» вперед способом повертання на $180^\circ$	Значне зменшення габаритів БПС у транспортному положенні. Значне зменшення часу на виконання операції переведення з робочого у транспортне положення

Безпілотне повітряне судно має крило, що містить центроплан *1* (рис. 4.15, *а*), на якому закріплена середня секція закрилка Фаулера *2*, та консоль крила *3* із криловою секцією закрилка *4* Фаулера. На консолі встановлено нагрівач *5* антиобліднювача передньої кромки крила, середню секцію флаперона *7* з ваговим компенсатором *6* та бокову секцію флаперона *8* з відповідним ваговим компенсатором *9*. На центроплані *1* також закріплено силові установки, закриті профільованими капотами *10*. На хвостовій балці *11* закріплено нерухому частину прямокутного горизонтального оперення *12* з рухомим кермом висоти *13*. Своєю чергою, рухоме кермо оснащено ваговим компенсатором *14*, а нерухома частина, відповідно, нагрівачем *15* антиобліднювача передньої кромки горизонтального оперення.

Кронштейни підвішування секцій закрилків та флаперонів закриті обтічниками *16* (рис. 4.15, *б*). Забирання охолодного повітря для двигунів силових установок організоване через вхідні отвори *17*, виконані в передній частині профільованих капотів. Випускання відпрацьованих газів двигунів відбувається через випускні труби *18*. Головна та передня

опори шасі оснащені колесами 19 з шинами, що мають підвищену стійкість до бокового навантаження (удару).

Силові установки оснащені трилопатеви́ми повітряними гвинтами 20 фіксованого кроку (рис. 4.15, в), а їх маточини закриті аеродинамічними обтічниками 21. Носова частина фюзеляжу закриті обтічником 22. По лівому боці гондоли встановлена трубка приймача повітряного тиску (ППТ) 23, який необхідний для вимірювання повітряної швидкості БПС. Переднє колесо оснащене аеродинамічним стікачем 24, який зменшує його аеродинамічний опір. Поворотний вузол переднього колеса закритий обтічником 25. На нерухомих частинах закінцівок крила встановлено БАНВ – бортові аеронавігаційні вогні 26. По лівому борту пілона знаходиться ніша головних вимикачів, закриті кришкою 27. Хвостова балка 29 переводиться з робочого положення у транспортне та навпаки за допомогою роз'ємного та нероз'ємного шарнірів 28. Порожнина балки по лівому борту закриті кришкою 30, яка слугує для монтажу/демонтажу та обслуговування засобів зв'язку, які в ній розташовані. Контур передньої кромки вертикального оперення оснащено нагрівачами 31 антиобліднювача. Позицією 33 позначено контур аеродинамічного компенсатора керма повороту 34, позицією 32 – вантаж вагового компенсатора керма повороту. Нерухома частина вертикального оперення відзначена позицією 35.

Хвостова частина фюзеляжу закриті обтічником 36. На борту фюзеляжу розташована шахта пускових кнопок стартерів та введення аеродромного живлення, які закриті кришкою 37. Для зменшення шкідливого аеродинамічного опору колеса головних опор шасі також оснащені стікачами 38. Камера (відео- та ІЧ) цільового навантаження 39 виведена з гондоли для забезпечення відповідної сфери огляду підстилаючої поверхні.

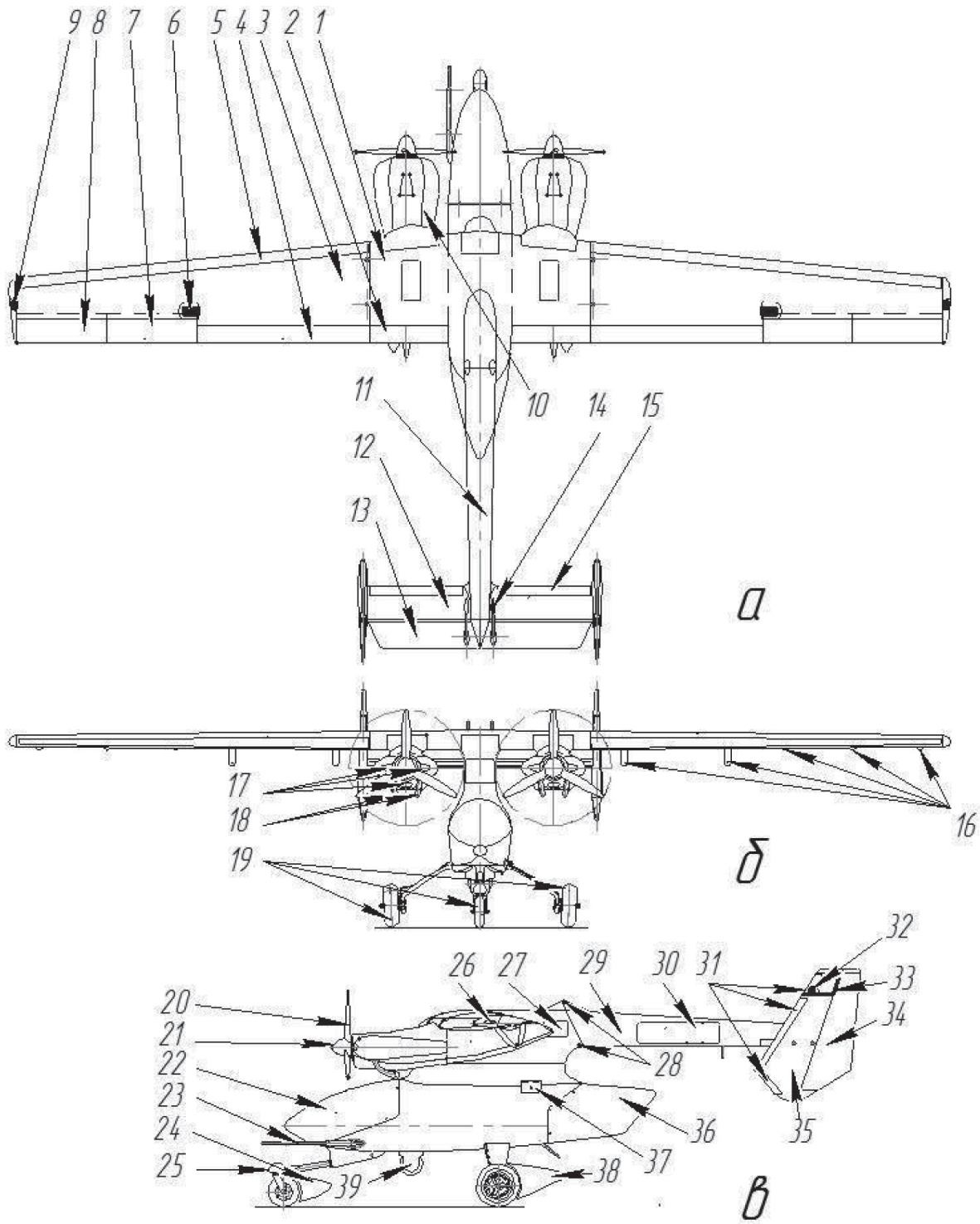


Рис. 4.15. Загальна зовнішня будова БПС М-7-В5 «Небесний патруль»

Загальну внутрішню будову БПС М-7-В5 «Небесний патруль» показано на рис. 4.16.

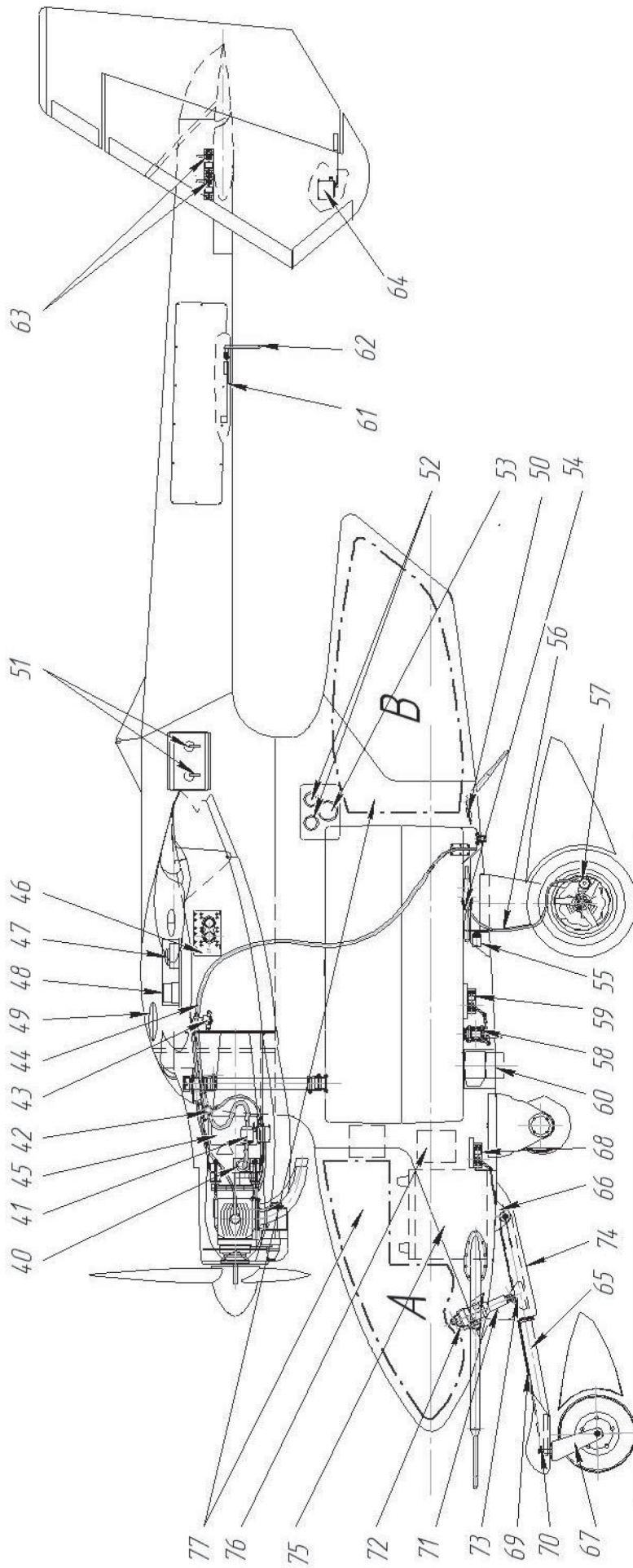


Рис. 4.16. Загальна внутрішня будова БПС М-7-В5 «Небесний пагруль»

Карбюратор 40 кожного з двох двигунів за допомогою вмонтованого насоса забезпечується паливом, яке проходить через фільтр 41, запасний паливний насос 42 та клапан 43 відключення подачі палива, з індивідуальної для кожного двигуна, паливної магістралі 44. Вогнегасник 45 встановлено в кожній мотогондолі для забезпечення пожежогасіння силової установки. Тричі резервованій автопілот 46 зі своїм обчислювачем – арбітром обробляє сигнали від модуля GPS – навігації 47, приймача ближнього радіокерування 48, приймача супутникового зв'язку 49 та телеметричного прийомопередавача 50, який зображено в комплекті з антеною. Крім того, автопілотом обробляються сигнали від трубки ППТ. Запуск бортових систем БПС відбувається з панелі головних вимикачів 51. Стартери двигунів запускаються кнопками 52 панелі стартерів; також на панелі встановлено електричний роз'єм 53 аеродромного живлення. Гальмівна гідравлічна система складається з окремих головних циліндрів 54 для кожного колеса, окремих сервомеханізмів 55 приводу вказаних циліндрів, гідромагістралі 56 та колісного (робочого) циліндра 57.

Система аварійного зливання палива складається з крана 58 з призначеною пропускною спроможністю та сервомеханізму 59 для відкривання заслінки вказаного крана. Як опція у фюзеляжі може бути розташований аерофотоапарат 60; передавання потоку даних від усіх варіантів цільового навантаження, включно з аерофотографіями, виконується відеомодемом 61 через всеспрямовану антену 62.

Кермові поверхні горизонтального хвостового оперення приводяться в рух сервоприводами 63 (по одному для кожної секції керма висоти); кожен з кілів вертикального оперення оснащений сервоприводом 64 для забезпечення необхідного відхилення керма повороту відповідного кіля.

Передня опора шасі складається з поздовжнього, т-подібного важеля 65, підвішеного на гумометалевому шарнірі 66. На протилежному кінці т-подібного важеля закріплено вузол повороту вилки 67 переднього колеса. Його повертання відбувається за допомогою сервомеханізму 68, зусилля від якого передається тросом 69 типу «боуден» до важеля-качалки 70 повороту вилки. Коливання важеля підвіски передньої опори сприймається пружинним, пневмогідравлічним амортизатором 71 з регульованим зусиллям демпфірування. Своєю чергою, амортизатор підвішений на верхньому та нижньому відповідно шарнірах 72 та 73. Фрагмент важеля підвіски з кронштейном гумо-металевого шарніра та амортизатором закритий обтічником 74. У носовій частині фюзеляжу встановлена основна 75 та аварійна 76 бортові акумуляторні батареї. Позицією 77 позначено вільні об'єми в носовій (об'єм А) та хвостовій (об'єм В) частинах, що можуть

бути завантажені додатковим корисним вантажем зі збереженням встановленого положення центру ваги БПС у межах, які вимагаються згідно з льотним керівництвом.

Для збільшення ефективності горизонтального хвостового оперення на режимі витримування (великі передпосадкові кути атаки), який пов'язаний зі зменшенням швидкості польоту до значень, близьких до швидкості торкання, застосовано горизонтальне оперення з перевернутою профільованою щілиною між нерухомою та рухомою частинами. Щілина дозволяє отримати додатковий приріст керуючої сили від керма висоти. Даний ефект можна довести так.

Нехай БПС (рис. 4.17) рухається з посадковою швидкістю  $V_{\text{пос.}}$ , а нерухома частина оперення 79, закріплена на хвостовій балці 78, знаходиться на куті атаки  $\alpha_{\text{оп.}}$ .

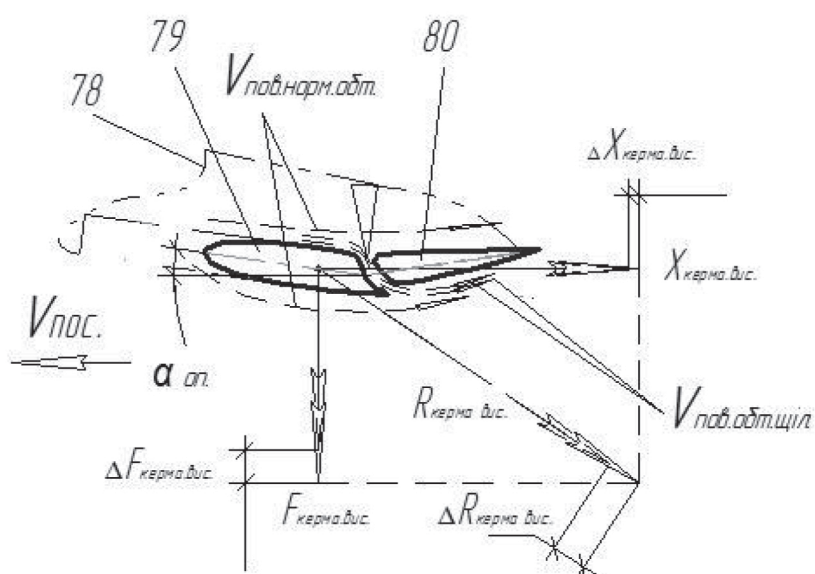


Рис. 4.17. Схема утворення додаткового приросту керуючої сили від керма висоти БПС М-7-В5 «Небесний патруль»

Рухомою частиною оперення 80 (власне, кермо висоти) знаходиться у піднятому положенні, що характерно для режиму «витримування» БПС над злітно-посадковою смугою. Коли оперення безщілинне, то на ньому, завдяки відомому явищу утворення аеродинамічних сил, розвиваються сили  $F_{\text{керма вис}}$  та  $X_{\text{керма вис}}$ ; відповідно перша є корисною та керуючою БПС за тангажем.

Друга сила є силою шкідливого аеродинамічного опору; як відомо, її можна замінити рівнодійною  $R_{\text{керма вис}}$ . При цьому один із чинників аеродинамічних сил – швидкість обтікання, позначено на рис. 4.17 як  $V_{\text{пов.норм.обт}}$ . У разі застосування перевернутої щілини, поряд зі швидкістю  $V_{\text{пов.норм.обт}}$  генерується додатковий потік повітря зі швидкістю  $V_{\text{пов.обт.щіл}}$ , який спрямований з верхньої поверхні оперення під його

низ. Відповідно сумарна швидкість потоку під оперенням вже дорівнюватиме сумі швидкостей  $V_{\text{пов.норм.обт}}$  та  $V_{\text{пов.обт.щіл}}$ , а як відомо, що приріст швидкості обтікання аеродинамічного профілю, поряд з іншими незмінними чинниками (площа оперення, густина повітря та коефіцієнт піднімальної сили), приводить до приросту керуючої сили на  $\Delta F_{\text{керма вис}}$ , що дає можливість підвищити ефективність горизонтального хвостового оперення БПС на режимі витримування.

Проекції БПС М-7-В5 «Небесний патруль» у робочому (льотному) положенні з головними габаритними розмірами зображено на рис. 4.18. У транспортному положенні (при знятих консолях крила та повернутій уперед хвостовій балці) БПС відповідно показано на рис. 4.19.

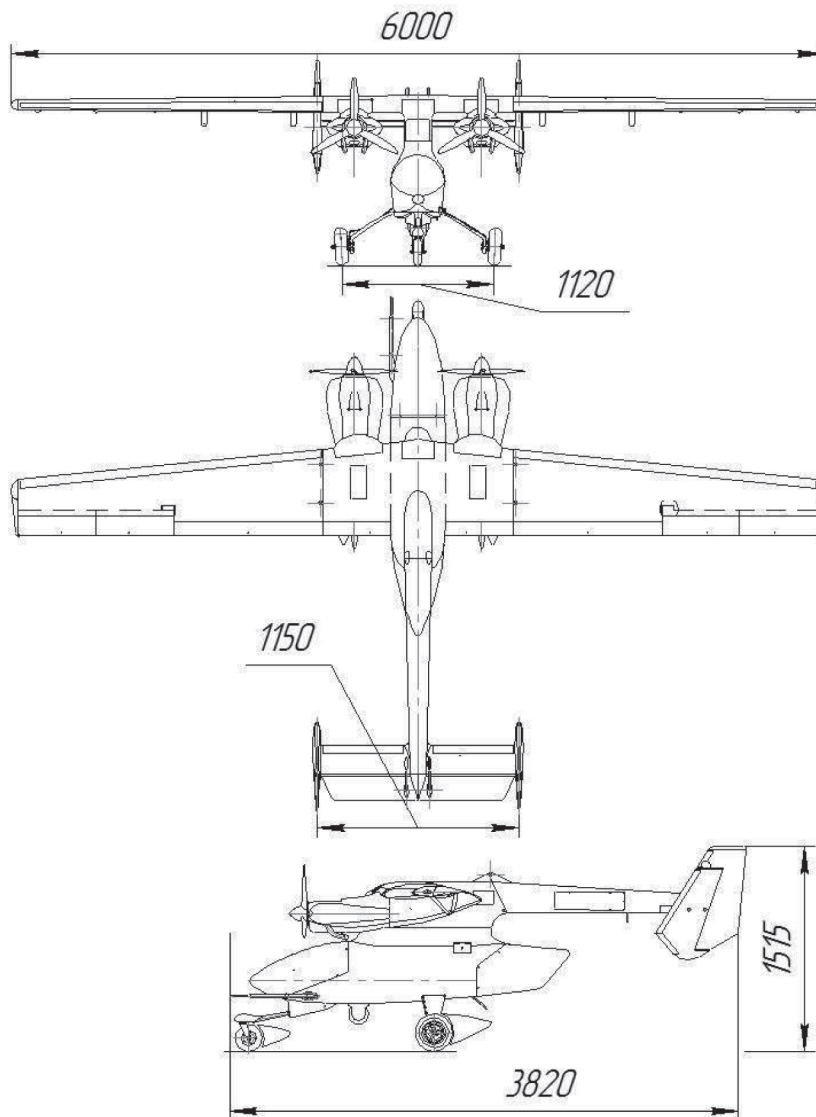


Рис. 4.18. Проекції БПС М-7-В5 «Небесний патруль» із габаритними розмірами в робочому (льотному) положенні

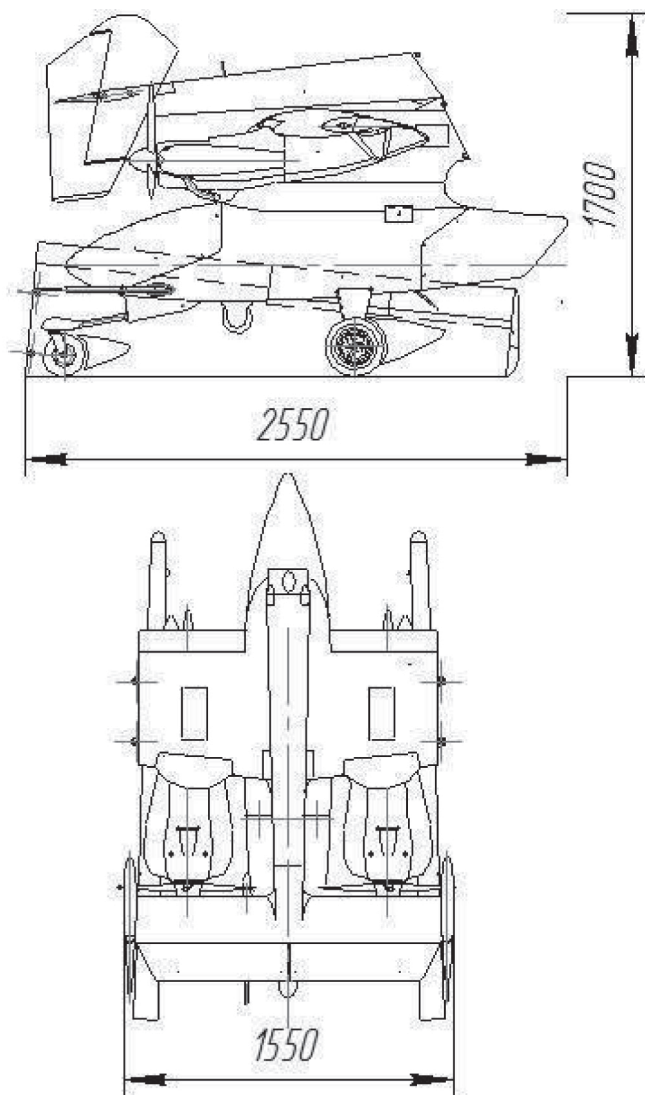


Рис. 4.19. Проекції БПС М-7-В5 «Небесний патруль» із габаритними розмірами у транспортному положенні на стоянці

З метою підтримання льотної придатності БПС М-7-В5 «Небесний патруль» у мобільному використанні, комплекс комплектується автомобільним причепом марки ПГМФ 8304-02, обладнаним для перевезення та тривалого зберігання БПС.

**Габаритні характеристики БПС у льотному положенні:**

- довжина БПС – 3,82 м;
- розмах крила (проекція) – 6,0 м;
- висота на стоянці (без палива) – 1,52 м;
- колія шасі – 1,12 м.

**Габаритні характеристики БПС у транспортному положенні (на стоянці):**

- довжина БПС – 2,55 м;
- ширина – 1,55 м;
- висота на стоянці (без палива) – 1,7 м.

**Габаритні характеристики БПС у транспортному положенні (на причепі):**

- довжина – 4,18 м;
- ширина – 2,01 м;
- висота на стоянці (без палива) – 2,5 м.

**Мінімальний склад дистанційного (наземного) екіпажу:**

- дистанційний пілот, командир КБПС – 1;
- другий дистанційний пілот, оператор ЦН – 1;
- авіаційний технік БПС, водій автомобіля – 1.

**Опис стандартного виконання БПС.** Склад бортового авіаційного, радіоелектронного та цільового обладнання наведено в табл. 4.6.

Таблиця 4.6

**Бортове авіаційне, радіоелектронне та цільове обладнання БПС М-7-В5**

Код	Назва	Кількість
	<b>Бортова частина</b>	
VEAP007 комплект	Чотирирезервований автопілот Veronte (LOS 2.4GHz + BLOS Radio)	
	Чотирирезервований автопілот Veronte для розширеного контролю над БПС. Включає в себе три вбудованих автопілоти Veronte, автопілот-арбітр та вводи / виводи для під'єднання до зовнішніх модулів Трирезервованій вбудований двосторонній радіозв'язок: LOS радіо 2,4-2,48 ГГц, FHSS, чутливість -109dBm, 100 мВт-1 Вт; BLOS HSPA + / 3,75G BLOS зв'язок Включає в себе міцний алюмінієвий корпус і роз'єми для захисту згідно з IP67	
CECN004	Електроджгут автопілота з кільцевим спареним роз'ємом, включно з електропроводкою завдовжки 50 см	1
CECN008	Джгут для зміни полярності автопілота. Круговий спарений роз'єм зі зворотною полярністю, включно з електропроводкою завдовжки 50 см	1
CEAN006	2,4 GHz коротка антена; 2,2DBi - SMA штекер з кабелем завдовжки 6,2 см	3
CEAN230	GPS - антена розширена, яка забезпечує роботу з GPS/GLONASS/BeiDou/Galileo + L - Band - LNA: $\leq 2,5$ dB - 2,5В до 16В постійного струму, виконання за IP67; 32Dbi – 1м кабелю - 57 × 15 мм - SMA штекер «тато»	3
CERF001	Коаксіальний кабель завдовжки 25 см для антени; роз'єми IP67 SSMA «тато» та IP67 SMA «мама»	3
CERF002	Коаксіальний кабель завдовжки 1м для антени; роз'єми IP67 SSMA «тато» та IP67 SMA «мама»	3

Код	Назва	Кількість
SESN001	Мікро-радарний висотомір; висока точність до висоти 500 м; маса 350 г; споживана потужність 4 Вт; напруга живлення 7,32 В; шина CAN	2
PITHE02	Приймач повітряного тиску з підігріванням	3
	<b>Цільове навантаження бортової частини</b>	
VEGI001	Денна та ІЧ-камери в одному корпусі, гіростабілізовані	1

Цільове навантаження (ЦН) розташоване в обертовому корпусі під гондолою фюзеляжу. Гіростабілізатор ЦН забезпечує стабілізацію оптичної осі камери за тангажем, креном та курсом. Технічні характеристики камери VIDCA09 подано в табл. 4.7. Цільове навантаження VIDCA09 розташоване (позначено ЦН) під днищем гондолою фюзеляжу.

Відеокамера та ІЧ-камера встановлені в одному корпусі на двовісній підвісці зі стабілізацією. Керування камерою дозволяє отримати такі кути огляду (без затінення об'єктів зображенням опор шасі):

- тілесний кут від вертикалі вперед – 70°;
- тілесний кут від вертикалі назад – 60°;
- сумарний тілесний кут огляду – 130°.

Таблиця 4.7

#### Технічні характеристики камери VIDCA09

Характеристика	Значення
Горизонтальне поле зору, град.	Від 65° до 2,3° видиме / 18° – ІЧ-діапазон
Стабілізація зображення	Високошвидкісний гіроскоп
Розмір зображення	1920 × 1080 пікселів (видимий діапазон) / 640 × 512 (інфрачервоний)
Відео в реальному часі	1080 p 60 FPS (видимий) / 480 p 60 FPS (інфрачервоний)
Інфрачервоний спектр	7,5 – 13,5 мкм
Термічна чутливість	NEdT <50 мК
Збільшення	30-кратне (видимий спектр) / 10-кратне (інфрачервоний спектр)
Маса	1,4 кг
Габаритні розміри	210 мм × 179 мм × 153 мм
Напруга живлення	12В, постійний струм
Обробка зображень	Бортова обробка зображень із сегментацією об'єктів та відстеження цілей

Характеристика	Значення
Функції	Супровід цілі, геотегування, геолокація, слідування за камерою
Віддаль детектування автомобіля	18 000 м (день) / 1950 м (ніч)
Віддаль ідентифікації автомобіля	4000 м (день) / 250 м (ніч)
Віддаль виявлення людини	6000 м (день) / 640 м (ніч)
Віддаль ідентифікації людини	2000 м (день) / 80 м (ніч)

**Опція цільового навантаження:** фотокамера SONY  $\alpha 7$  з об'єктивом SONY SEL24F18Z, яка розташована під кутом  $90^\circ (+/-3^\circ)$  до поверхні знімання, має такі кути захоплення:

- по ширині кадру –  $61^\circ$ ;
- по довжині кадру –  $61^\circ$ .

Особливості та обмеження на застосування безпілотного повітряного судна М-7-В5 «Небесний патруль» подано в табл. 4.8.

Таблиця 4.8

#### Межі застосування БПС М-7-В5 «Небесний патруль»

Умови експлуатації	Модифікація – базова: 7B5.791100.100001
За правилами візуальних польотів	+
За правилами польотів за приладами	+
За порою доби:	
уночі	+
удень	+
За метеоумовами:	
у простих метеоумовах	+
у складних метеоумовах	+
у будь-яку пору року	+
За районом виконання польотів:	
у виділеному повітряному просторі за наперед поданою заявкою в межах радіуса дії 100 км та на висоті до 6000 м	+
вирішення завдань навігації та літаководіння на всіх етапах від зльоту до посадки на довільному маршруті на необладнаних трасах, а також маневрування в районі аеродрому за схемами SID і STAR та виконання процедур заходу на посадку APPROACH	+
посадка за III категорією ICAO	+
вертикальне ешелонування через 300 м	+

Умови експлуатації	Модифікація – базова: 7В5.791100.100001
За фізико-географічними умовами: над рівнинною, горбистою та гірською місцевістю над водним простором над безорієнтирною місцевістю у діапазоні географічних широт від 70° північної та 55° південної, +/-180° за довготою	+ + + +

На рис. 4.20 подано схему розташування стандартного цільового навантаження БПС та кути огляду для камер та фотоапарата.

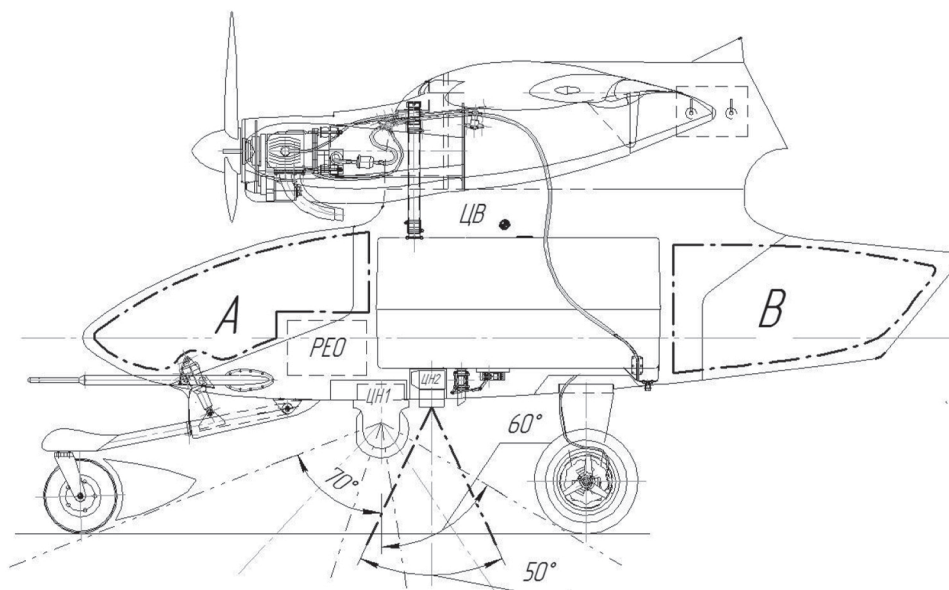


Рис. 4.20. Розташування стандартного цільового навантаження та дозволені зони встановлення додаткового цільового навантаження/корисного вантажу/додаткового обладнання БПС М-7-В5

#### 4.3. Безпілотне повітряне судно М-6 «Жайвір» для технологій біологічного захисту сільськогосподарських культур

Серед економічно перспективних технологій виконання авіаційно-хімічних робіт слід виокремити технологію використання безпілотних повітряних суден із внесення біологічних засобів захисту рослин. В основу розробки БПС М-6 «Жайвір» покладені наукові результати досліджень ефективності застосування біологічної субстанції (трихограми) для боротьби з різними шкідниками сільськогосподарських культур за допомогою БПС [1,3].

Діючою технологією АХР передбачено використання літаків Ан-2, у яких питома витрата палива становить 2-3,5 л/га. Більш сучасні моделі літаків, наприклад НАРП-1,

мають дещо кращі показники на рівні 1,5-1,8 л/га. Однак найнижчою витратою палива володіють БПС, оскільки з них виключено обладнання, котре захищає та обслуговує пілота, тому відповідно зменшуються їх злітна маса та габаритні показники. Особливо це впливає позитивно на внесення трихограми (біологічного ворога низки шкідників сільськогосподарських культур), норми внесення якої коливаються від 3 до 30 г/га [4,5,6]. Проте даних, які б свідчили про практичний досвід експлуатації подібної техніки, в Україні немає. Однією з причин цього є відсутність практичних розробок спеціалізованих безпілотних авіаційних систем (БАС) для АХР [2,7].

Розроблене в НАУ БПС М6 «Жайвір» (рис. 4.21) належить до авіаційної техніки цивільної авіації, котра може використовуватись у сільськогосподарському виробництві як носій апаратних засобів захисту сільськогосподарських рослин від шкідників, хвороб і бур'янів методом опилення [9].



Рис. 4.21. Безпілотне повітряне судно М-6 «Жайвір» на пусковій установці

Загальноприйнятим у практиці розроблення сільськогосподарських літаків є встановлення підвісного змінного обладнання (обприскувача, обпилювача та іншого), що розширює спектр їх застосувань. Проте БПС масою близько 10 кг, унаслідок вузької спеціалізації та розширення часових меж виконання технологічної операції аж до круглої доби (тобто виконання робіт уночі), можуть бути розроблені за інтегрованою схемою. Дана схема передбачає об'єднання в одному конструктивному рішенні, власне ЛА, та апаратні засоби внесення, що у практиці розроблення БПС було не реалізовано.

Відповідно, ухвалені технічні рішення передбачали внесення змін у компоувальну схему, що дозволить забезпечити зниження витрат палива, а також підвищити маневреність та шляхову стійкість БПС під час роботи над полем.

Завдання удосконалення вирішується так: крило виконане стрілоподібним та прямокутним у плані, фюзеляж – у вигляді єдиної конструкції, силова установка встановлена безпосередньо у носовій частині фюзеляжу, хвостове оперення виконано V-подібним та стрілоподібним, а робочі органи розміщені безпосередньо у внутрішньому об'ємі крила вздовж його розмаху. Дозатор розміщено безпосередньо у фюзеляжі.

Потенційними споживачами розробки є авіакомпанії, що обслуговують виробників рослинницької сільськогосподарської продукції.

**Стисла характеристика БПС М-6 «Жайвір».** Дане БПС є середньопланом нормальної схеми з прямокутним стрілоподібним крилом, значно потовщеним у середній частині фюзеляжу та V-подібним, стрілоподібним оперенням.

Середня потовщена частина фюзеляжу є місткістю з об'ємом близько 8 л для розміщення корисного навантаження. Крім того, у цій частині кріпиться нероз'ємне крило, у якому застосовано профіль із відносною товщиною  $\bar{c}=14\%$ . Воно оснащено односекційними елеронами вздовж розмаху, що можуть працювати в режимах елеронів, флаперонів та аерогальма. Сервоприводи елеронів розміщені на нижній поверхні крила у шахтах. Для переведення БПС у транспортне положення крило знімається з фюзеляжу. Середня частина фюзеляжу разом із крилом закрита порожнистим обтічником, внутрішній об'єм якого є також корисним. У передній частині фюзеляжу за носовим шпангоутом розміщено паливний бак. Крім того, у товщі крила виконано канали робочих органів, призначених для викидання дозованої трихограми. Канал у кореневій частині крила має вхідний отвір. Над вхідним отвором каналу встановлено інжекційну трубку для трихограми, котра з'єднується з вихідною частиною дозатора. Вихідний отвір розміщений у закінцівці крила. Під обтічником розміщено редуктор приводу дозатора трихограми, який з'єднано плоским зубчастим пасом. Електронний регулятор приводу дозатора встановлено на кінцевому шпангоуті боксу корисного навантаження. За необхідності у вільному об'ємі над крилом можна розмістити посадковий парашут.

Передбачено два режими керування БПС, а саме автоматичний та напівавтоматичний. У автоматичному режимі підтримуються задані програмою параметри курсу, крену, тангажа, швидкості польоту та норми внесення трихограми по всій заявленій площі.

Конструкція планера БПС комбінована. У ній широко представлені композитні матеріали. Двигун поршневий, одноциліндровий, двотактний, оснащений дволопатеvim повітряним гвинтом. БПС оснащено перспективним двопотоковим дозатором (рис. 4.22), що складається з обертового порожнистого бункера, дозуючих лопаток, розміщених по периферії зсередини бункера, та прийомної лійки, з'єднаної під прямим кутом з

нерухомою порожнистою віссю [10]. Лопатки виконані у кожній порожнині окремо, а також для кожної порожнини встановлено окрему прийомну лійку.



Рис. 4.22. Безпілотне повітряне судно М-6 «Жайвір» з відкритим відсіком дозатора

З метою зменшення гідравлічних втрат під час прийому дозованої трихограми з лопаток, лійки відділені від нерухомої осі й окремо виведені через виконані в малих основах дозатора бокові отвори, а вісь дозатора виконана цілісною й обертовою. Принципову схему розробленого дозатора показано на рис. 4.23.

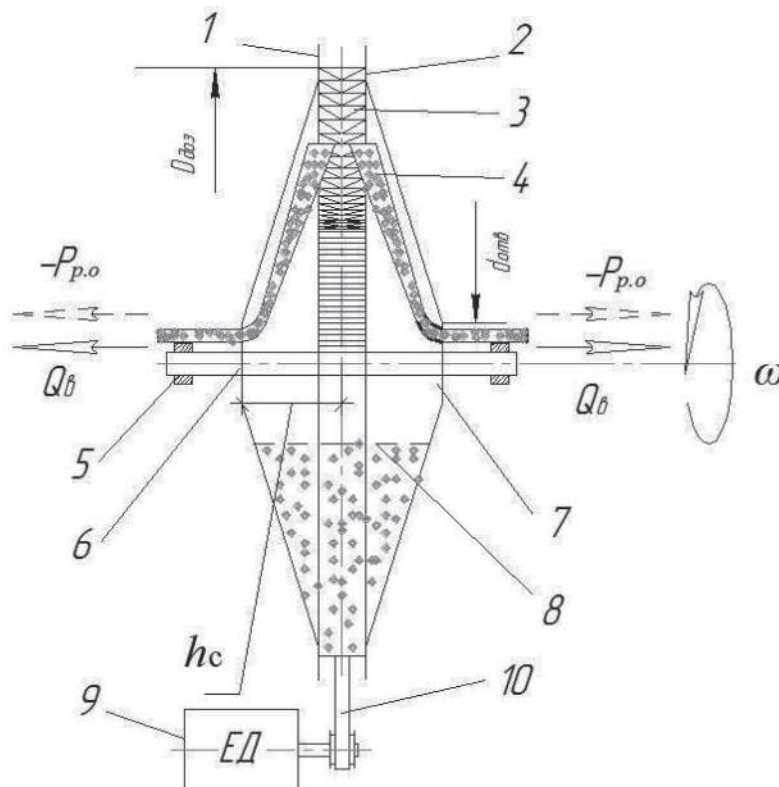


Рис. 4.23. Схема дозатора БПС М-6 «Жайвір»: 1 – бортик шківя приводу; 2 – несуча передня стінка; 3 – дозуюча лопать; 4 – прийомна лійка трихограми; 5 – опора дозатора; 6 – вісь дозатора; 7 – боковий отвір дозатора; 8 – рівень трихограми у дозаторі; 9 – привід; 10 – пасик приводу дозатора;  $P_{p.o}$  – розрідження від робочого органу;  $D_{доз}$  – діаметр дозатора;  $d_{отв}$  – діаметр бокового отвору дозатора;  $h_c$  – висота однієї секції дозатора;  $Q_b$  – витрата трихограми

Повний об'єм дозатора визначається за формулою:

$$V = 2 \cdot (0,26 \cdot 2h(D + d^2 + Dd)). \quad (4.1)$$

Схему роботи дозатора показано на рис. 4.24. У обертовий бункер 1 через бокові отвори 2 засипають необхідну кількість трихограми до рівня  $H$ . При ввімкненні приводу бункер починає обертатися зі швидкістю  $\omega$ , лопатками 3 захоплюється певна кількість трихограми і піднімається ними до рівня кута  $\beta$ , де внаслідок дії гравітаційних, відцентрових сил та сил тертя вказана кількість зсипається з лопаток у прийомну лійку 4 у межах траєкторії 5. Дозована кількість трихограми надходить у транспортну частину 6 прийомної лійки 4.

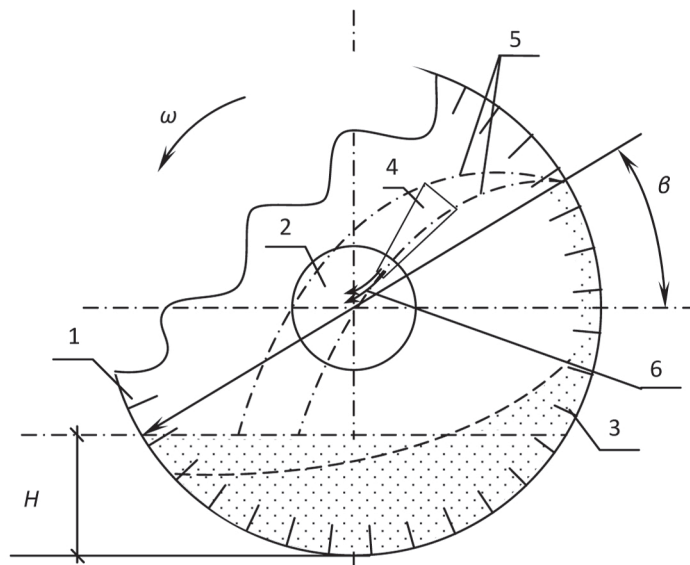


Рис. 4.24. Схема роботи двопотокового дозатора БПС М-6 «Жайвір»

Секундну витрату трихограми для одного потоку вказаного дозатора можна обчислити за формулою:

$$Q_c = \frac{m \omega \gamma V K_y}{2 \pi}, \quad (4.2)$$

де  $m$  – кількість лопаток у одній половині дозатора, шт.;  $\omega$  – кутова швидкість дозатора;  $\gamma$  – густина трихограми, г/см<sup>3</sup>;  $V$  – об'єм трихограми, що захоплює одна лопатка, см<sup>3</sup>;  $K_y$  – коефіцієнт захоплення трихограми лопаткою, який знаходиться у межах 0 – 1,0.

Відповідно зміну  $Q_c$  найзручніше регулювати за швидкістю обертання дозатора. Тому привід дозатора, що складається з редуктора та електродвигуна, виконаний з регульованою кількістю обертів. Регулювання обертів виконується електронним регулятором (рис. 4.25).

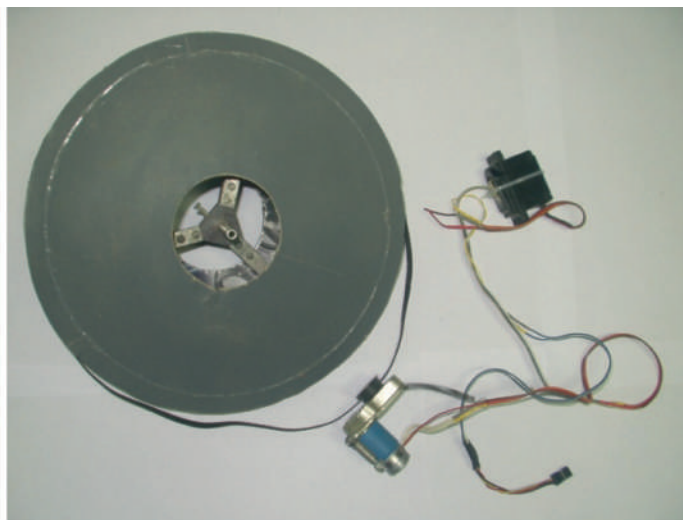


Рис. 4.25. Загальний вигляд зразка двопотокового дозатора БПС М-6 «Жайвір» з приєднаними редуктором та регулятором

#### **Технічні характеристики БПС М-6 «Жайвір»**

Стартова маса БПС, кг – до 5,5

Маса корисного навантаження, кг – до 2,3

Розмах крила, м – 1,6

Максимальна швидкість, км/год – 160

Потужність двигуна, кВт – 1,5

Продуктивність обробки, га/год – до 50

Максимальне віддалення в автоматичному режимі, км – 5

Мінімальна висота польоту, м – 1,5

Спосіб старту – катапультний або з руки

Спосіб посадки – на одноколісне шасі або парашутний

Розрахункова приведена витрата палива, л/га

(без врахування доставки автомобілем) – 0,1 ... 0,15

Тривалість одного польоту, год – 0,5

#### **4.4. Безпілотний авіаційний комплекс М-56 «Модуль»**

Безпілотний авіаційний комплекс (БпАК) М-56 «Модуль» призначений для виконання авіаційних робіт в інтересах різноманітних замовників. Типовими авіаційними роботами для БпАК М-56 «Модуль» вважаються аерофотознімання в різних діапазонах спектра, а також передавання на наземну станцію керування відеозображення в «он-лайн» режимі. В силових структурах комплекс може бути застосований як носій високоточної зброї.

БпАК М-56 «Модуль» складається з безпілотного повітряного судна М-56 «Модуль», наземної станції керування та пускового пристрою КП-6. Наземна станція керування (НСК) призначена для керування та контролю безпілотного повітряного судна М-56 «Модуль» на землі та під час виконання ним польотів у виділеному повітряному просторі. Обслуговуються БПС та його НСК дистанційним екіпажем у складі не менше двох осіб. БПС М-56 «Модуль» та його наземна станція керування розташовуються у двох–трьох контейнерах/рюкзаках. БпАК М-56 «Модуль» призначений для безаеродромного базування.

### Стислий технічний опис БПС М-56 «Модуль»

Безпілотне повітряне судно М-56 «Модуль» (рис. 4.26) – це одномоторний вільнонесучий середньоплан, виконаний за схемою «літаюче крило» зі штовхаючим повітряним гвинтом. М-56 «Модуль» є аеродинамічно довершеним літаком з інтегрованим разом із фюзеляжем центропланом. У крилі застосовано профілі, що забезпечують мінімальне пересування фокусу від зміни кута атаки. Крило має видовження 14,3 од., стрілоподібність по лінії фокусів у  $21^\circ$  та сильно розвинуті кінцеві вінглети, значно відігнуті назад, що дозволяє збільшити шляховий стабілізуючий момент. Планер виготовлений переважно зі скло- та вуглепластика; окремі елементи конструкції виконані з алюмінієвих сплавів.

Фюзеляж є напівмонококовою конструкцією з композитною багат шаровою силовою обшивкою та знімним верхнім гаргротом-обтічником. Між шпангоутами фюзеляжу розташовані основні системи БПС. Під переднім гаргротом-обтічником розташована силова батарея з ложементом. Під батареєю розміщена шахта амортизаційної подушки. Панель польотного контролера розташована в середній частині фюзеляжу. Під гаргротом-обтічником знаходиться спусковий парашут з механізмом відчеплення.



Рис. 4.26. Загальний вигляд БПС М-56 «Модуль» у колісному варіанті

Відкривання гаргрота-обтічника для випускання парашута відбувається за допомогою сервоприводу; під час випускання парашута гаргрот скидається пружиною та набігаючим потоком повітря та витягує парашут. Модеми зв'язку розташовані в середній частині фюзеляжу. Антени модемів виведені за межі фюзеляжу. Електродвигун силової установки закріплений на задньому шпангоуті. Безпосередньо за двигуном розташований його регулятор та силовий вимикач.

Під дном фюзеляжу знаходиться люк, який закриває зібрану пневматичну амортизаційну подушку. Подушка наповнюється осьовим компресором з електричним двигуном. Для монтажу подушки та компресора у фюзеляжі передбачено відповідний ложемент.

Крило однолонжеронної конструкції складається із двох знімних площин. Полиці лонжеронів крила виконані зі склоровінгу. Обшивка – жорстка, двошарова; зовнішній шар – зі склотканини. Елевони мають осьову аеродинамічну компенсацію.

Силова установка включає в себе трифазний електродвигун постійного збудження з електронним регулятором та дволопатеvim штовхаючим, складаним повітряним гвинтом постійного кроку. Двигун закріплений на задньому шпангоуті. Охолодження двигуна відбувається за рахунок повітря, що проходить через отвори капота.

Живлення електричної бортової системи БПС здійснюється від штатної силової літій-полімерної батареї з шістьма елементами (6S). Проводка складається із сигнальних та силових ліній, з'єднаних у комбіновані кабелі. Окремі споживачі забезпечуються відповідними напругами від бортового блока живлення.

Керування БПС здійснюється в автоматичному та напівавтоматичному режимах. Основним режимом є автоматичний. Сигнали керування надсилаються по цифровій захищеній радіолінії.

Штатне цільове навантаження – гіростабілізовані відеокамера/ІЧ-камера, що керуються по каналах системи керування. Відеокамера – цифрова моделі DH-IPC-HDB4300F-PT. Телевізор – цифровий моделі *Mobotix S15-6Mp*. Фотокамера – моделі *Canon Power Shot SX100 IS* або аналогічна. Цільове навантаження розташоване у носовій частині фюзеляжу в окремому корпусі. Корпуси мають уніфіковане байонетне кріплення; у кожному корпусі розташовується один тип цільового навантаження.

Пускова установка КП-6 розбірна і призначена для організованого безаеродромного запуску БПС при швидкості вітру до 20 м/с. Старт БПС – автоматичний. КП-6 складається з пускової напрямної з гумовим акумулятором та рухомої каретки. Натягування амортизатора за допомогою електродвигуна з редуктором. Маса пускової установки до 10 кг.

На рис 4.27 показано загальний вигляд БпАК М-56 «Модуль» із БПС на пусковій установці.



Рис. 4.27. Загальний вигляд БпАК М-56 «Модуль» у розгорнутому вигляді (БПС М-56 «Модуль» на пусковій установці КП-6)

Безпілотний авіаційний комплекс БпАК М-56 «Модуль» функціонально складається з таких систем, обладнання та засобів.

#### **Планер та силова установка БПС**

Планер:

- праве півкрило;
- ліве півкрило;
- фюзеляж;
- пневматична амортизаційна надувна подушка;
- компресор надування амортизаційної подушки.

#### **Силова установка**

- електродвигун;
- електронний регулятор двигуна;
- повітряний гвинт.

#### **Парашутна система**

- посадковий парашут;
- сервомеханізм відкривання парашутного відсіку;
- сервомеханізм відчеплення парашута;
- сервомеханізм відкривання шахти амортизаційної подушки;
- амортизаційна подушка.

#### **Авіаційне обладнання БПС**

Пілотажно-навігаційне обладнання:

- система навігаційного обладнання;

- бортова система телеметрії.

Система керування:

- сервоприводи системи керування;
- механічна проводка системи керування;
- польотний контролер, що включає бортовий самописець режимів польоту (БСРП);
- система автоматичної підпарашутної посадки БПС.

Система електроживлення:

- бортові акумуляторні батареї;
- блоки живлення бортових споживачів;
- бортовий електроключ;
- електропроводка бортова.

### **Радіоелектронне обладнання БПС**

Радіотехнічне обладнання:

- засоби системи супутникового зв'язку та навігації.

Обладнання радіоліній:

- засоби радіолінії керування (телеметрія);
- засоби радіолінії відеозв'язку (цільовий відеосигнал).

### **Цільове навантаження БПС**

- відеокамера керована денна;
- ІЧ-камера керована;
- аерофотоапарат.

### **Пускова установка КП-6 у комплекті**

#### **Наземна станція керування БПС М-56 «Модуль»**

Наземна станція керування функціонально складається з таких систем, обладнання та засобів.

#### **Робоче місце дистанційного пілота (РМ1)**

Система керування БПС:

- пост керування №1 БПС;
- персональний комп'ютер дистанційного пілота (ДП);
- засоби наземної телеметрично-радіокомандної системи.

Засоби наземної пілотажно-навігаційної системи:

- наземна телеметрія.

Засоби керування та контролю системи парашутного спуску БПС.

## **Робоче місце оператора цільового навантаження (PM2)**

Система обробки даних цільової інформації з борту БПС:

- термінал обробки цільової інформації.

Засоби керування цільовим навантаженням БПС:

- засоби наземної командної радіолінії цільового навантаження.

### **Системи забезпечення польотів БПС**

Система енергопостачання НСК

Система метеозабезпечення

Система об'єктивного контролю (розшифрування з бортового реєстратора польотної інформації)

Система автоматичного повертання наземних прийомопередавальних антен у напрямку БПС

Контрольно-повіряльна апаратура: комплект контрольно-вимірювальної та спеціальної апаратури для проведення передполітного та післяполітного ТО.

Флайт-симулятор БПС (тренажер)

Засоби зберігання та транспортування БПС

Пускова установка для БПС в комплекті

Монтажний комплект

ЗІП

Комплект інструменту

Комплект експлуатаційної документації

## **Технічні характеристики БПС М-56 «Модуль» та БпАК на його базі**

### **Геометричні характеристики БПС:**

- розмах крила, м – 4,6;
- довжина, м – 1,71;
- висота, м – 0,45;
- площа крила, м<sup>2</sup> – 1,38;
- площа елевонів, м<sup>2</sup> – 0,098;
- САХ крила, м – 0,32;
- розміри спускового парашута, м × м – квадрат 3,9 × 3,9;
- розміри пневматичної амортизаційної подушки, м – 1,16 × 0,6 × 0,15.

### **Основні масові характеристики БПС:**

- максимальна злітна маса, кг – 15;
- максимальна маса корисного навантаження, кг – 4;
- маса порожнього ПС, кг – 5,5;
- максимальне навантаження на одиницю площі крила, кг/м<sup>2</sup> – 11;
- мінімальне навантаження на одиницю площі крила, кг/м<sup>2</sup> – 9.

### **Основні характеристики СУ БПС:**

- тип двигуна – електричний, трифазний з постійним збудженням, повітряного охолодження;
- тип повітряного гвинта – дволопатевий, складаний, постійного кроку;
- маса СУ, кг – 0,36;
- кількість двигунів, од. – 1;
- потужність двигуна, к.с. – 2,6.

### **Основні льотні характеристики БПС:**

- максимальна горизонтальна швидкість польоту, км/год – 130;
- крейсерська швидкість польоту, км/год – 75;
- швидкість відриву, км/год – 41;
- швидкість заходу на посадку, км/год – 48;
- швидкість звалювання в злітній конфігурації, км/год – 32;
- практична стеля, м – 3000.

### **Основні експлуатаційні характеристики:**

- тривалість польоту, год – не менше 3;
- радіус дії зі зв'язком «он-лайн», км – до 20;
- технічний радіус дії на крейсерській швидкості (без зв'язку «он-лайн»), км – до 35;
- час розгортання в робочий стан, хв – 30.

### **Профілі аеродинамічних поверхонь:**

- крило – *BOEING* 106R.

### **Основні масові характеристики БпАК М-56 «Модуль»:**

- маса БпАК, кг – до 65;
- спосіб транспортування – у трьох ящиках.

Результати розрахунку характерних швидкостей польоту для стартової маси 10,2 кг БПС М-56 «Модуль» подано в табл. 4.9.

**Розрахункові значення характерних швидкостей БПС М-56 (колісний варіант)**

№ з/п	Параметр	Позначення	Значення/од.
1	Швидкість звалювання (для висоти 0 м)	$V_s$	8,3 м/с
2	Швидкість підйому передньої опори	$V_R$	9,2 м/с
3	Безпечна швидкість зльоту	$V_2$	9,2 м/с
4	Безпечна швидкість заходу на посадку	$V_{REF}$	$\geq 11$ м/с
5	Безпечна швидкість набору висоти	$V_{FTO}$	$\geq 11$ м/с
6	Мінімальна швидкість усталеного польоту	$V_{s1}$	11 м/с
7	Необхідна швидкістю відриву	$V_2$	12 м/с

**Стислий опис системи керування БПС М-56 «Модуль»**

1. Система керування БПС М-56 «Модуль» автоматична і забезпечує його політ за наперед складеним планом з поворотними пунктами маршруту (ППМ) поза межами оптичної видимості. План польоту може бути відредагований або змінений дистанційно. Система керування дозволяє експлуатувати БПС за правилами польотів за приладами (ППП) та обмежено за правилами проведення візуальних польотів (ПВП) у автоматичному та напівавтоматичному режимах.

2. В автоматичному режимі план польоту виконується бортовим контролером. У напівавтоматичному режимі цільових значень ППМ досягає дистанційний пілот. При цьому бортові стабілізатори підтримують режим стабілізації основних функцій БПС та його швидкості. У виняткових випадках, у межах оптичної видимості може бути застосоване напівавтоматичне пілотування БПС методом «бачити БПС збоку».

3. Система керування БПС складається з наземної станції керування (НСК) і бортової системи керування (БСК), необхідних ефірних ліній контролю та зв'язку. В даному зразку БПС застосовується радіокомандно-телеметрична радіолінія 0,915 ГГц та відеолінія 2,4 ГГц.

4. Наземна станція керування БПС складається з робочих місць дистанційного пілота (ДП) та оператора цільового навантаження, пульта керування, зовнішніх пристроїв виведення інформації на монітор та передавання її в ефір. На монітор ДП виводиться зображення комбінованого пілотажного приладу (КПП) та телеметрична інформація в обсязі, необхідному для пілотування БПС, віртуальне зображення місцевості (карта) з наземного відеоархіву та/або реальне зображення місцевості з борту БПС.

5. На монітор оператора цільового навантаження виводяться реальні зображення місцевості з борту БПС, карта місцевості з прив'язуванням об'єктів до географічних координат, а також траєкторія руху БПС з планом його польоту.

6. Бортова частина системи керування БПС забезпечує приймання керуючих сигналів, виконання команд усіма необхідними органами, автоматичну стабілізацію його положення

та підтримку навігаційних параметрів польоту, планування польоту за поворотними пунктами та збереження плану польоту, зміну плану польоту, автоматичне/напівавтоматичне виконання плану польоту, увімкнення/вимкнення польотного контролера, а також увімкнення системи «самоповертання на базу» та випускання парашута.

7. Бортова частина системи керування БПС складається з необхідних датчиків, блоків отримання та обробки інформації, польотного контролера, прийомопередавачів ліній зв'язку та контролю, антенних пристроїв, а також сервоприводів елевонів, сервоприводу керування випусканням парашута, сервоприводу відчеплення парашута, сервоприводів керування відекамерами/ фотоапаратом.

8. Навігація БПС забезпечена інерціальною системою, 3-D магнітним компасом, GPS модулем та приймачем повітряного тиску; підтримка висоти – барометрія та GPS модуль.

9. Електроживлення бортової системи керування БПС здійснюється від штатних бортових акумуляторних батарей.

10. Електроживлення наземної станції керування НСК БПС здійснюється від зовнішнього акумулятора 12/24В або електрогенератора через пристрої безперебійного живлення, або від зовнішньої електромережі 380/220В.

11. Переносна наземна станція керування (НСК) М-56 «Модуль» призначена для передполітної підготовки БПС, його передстартового контролю, підготовки програм польоту, контролю та керування БПС в польоті, а також тренінгів оператора без проведення реальних польотів БПС.

12. До складу переносної НСК входять: переносна апаратура керування з комп'ютером, двома кольоровими РК моніторами і клавіатурою та акумуляторна батарея, розміщена в спеціальному відсікові панелі ПК.

13. Дистанційний сигнал із БПС приймається радіомодемом приймального блока станції керування і надходить у наземний комп'ютер НСК. На моніторі №1 відображаються інформація про поточне і задане положення БПС, його висота, швидкість, курс, кутове положення, а також напруга бортової акумуляторної батареї БПС та інша службова телеметрична інформація.

За допомогою комп'ютера станції керування можлива видача керуючих команд вручну. Відеосигнал з борту БПС приймається прийомним блоком, з'єднаним з антеною і контрольним відеомонітором, надходить у реальному масштабі часу на монітор №2 НПК. Відеоінформація записується на твердотільний диск комп'ютера і може проглядатися оператором у зручному для нього темпі – прокрутка зображення на зниженій або підвищеній швидкості, стоп-кадри, збільшення частоти кадру та ін.

Портативний комп'ютер має додатковий вихід, з якого стандартний відеосигнал може подаватися на виносний монітор або будь-який пристрій, що має стандартний відеовхід.

Живлення НСК здійснюється від вбудованої акумуляторної батареї. Також можливе живлення від зовнішнього джерела живлення. До складу НСК входять:

- фідери антен приймання-передавання телеметричного та відеосигналу;
- антена приймання-передавання відеосигналу разом з модемом;
- антена приймання-передавання телеметрії;
- модем приймання-передавання телеметрії;
- телескопічна щогла для пристрою автоматичного розвертання антен у напрямку на БПС;
- пристрій автоматичного розвертання антен у напрямку на БПС.

Наземна станція керування БПС М-56 «Модуль» може бути розгорнута за 10–15 хв.

**Відповідність БпАК М-56 «Модуль».** Безпілотний авіаційний комплекс М-56 «Модуль» відповідає класифікації за ДСТУ В7371:2013 (табл. 4.10).

Таблиця 4.10

**Тактико-технічні характеристики БпАК М-56 «Модуль»**

№ з/п	Ознака	Характеристика	
1	Призначення	Розвідувальний	+
2	Масштаб завдань	Тактичний з радіусом дії: з передачею відеоінформації в реальному часі – не менше 20 км; без передачі відеоінформації в реальному часі – не менше 30 км	+
3	Місце базування	Наземного базування	+
4	Принцип створення піднімальної сили	Аеродинамічний	+
5	Кількість застосувань	Багаторазовий з ресурсом не менше ніж 100 застосувань	+
6	Кількість двигунів	Одномоторний	+
7	Тип двигуна у силовій установці	Силова установка на базі трифазного електродвигуна	+
8	Максимальна злітна маса	Максимальна злітна маса до 15 кг	+
9	Максимальна висота польоту	Висота польоту до 3000 м	+

№ з/п	Ознака	Характеристика	
10	Максимальна швидкість польоту	До 130 км/год	+
11	Максимальний час польоту	Не менше 3-х год за температури не нижче мінус 10 °С	+
12	Спосіб зльоту	Механічна катапульта	+
13	Спосіб посадки	Підпарашутна	+
14	Тип системи керування польотом	Комбінована	+
15	Цільове спорядження	Засоби розвідки	+

#### 4.5. Плануючий самокерований міні-боєприпас ПМБ-03

Боєприпас ПМБ-03 належить до боєприпасів, оснащених жорсткими аеродинамічними поверхнями для утворення піднімальної сили, навігаційною системою та системою керування, які скидаються з літака-носія, досягаючи цілі в режимі планерування. Дані боєприпаси можуть бути застосовані як на полі бою, так і під час проведення спеціальних операцій.

Керовані крилаті боєприпаси почали активно розвивати у період перед Другою світовою війною. Так, німецька плануюча бомба «FX1400» або «Fritz-X, Ruhrstahl SD1400X» розроблялась із 1938 р. на основі типової авіаційної бомби SD1400X [11].

Сучасні плануючі боєприпаси оснащені відповідними автономними навігаційними системами наведення та захищеними каналами телеметрії, що дає змогу використовувати їх в умовах протидії засобів радіоелектронної боротьби (РЕБ) та значно підвищити точність попадання в ціль.

Плануюча бомба «Dynetics GBU-69/B SGM» (США) має масу 27 кг і призначена для задоволення вимог Командування спеціальних операцій США (USSOCOM) з метою нанесення мінімальних ушкоджень об'єктам, що оточують основну ціль [12].

Виріб GBU-69 оснащений поворотним крилом та стабілізатором на кшталт решітки: віддаль польоту становить до 50 миль.

Подібним чином позиціонується дуже мала плануюча бомба Hatchet, яку американська компанія Alliant Techsystems продемонструвала у 2012 р [13].

Виріб Hatchet масою 3,2 кг оснащений трьома крилами, розташованими радіально, під кутом 120° одне до одного, та трьома кермами висоти. Даний виріб може бути застосований на БПС класу «тактичний». Система наведення подана варіантами за допомогою лише супутникової навігації або в комбінації GPS з лазерним наведенням. Плануюча бомба Hatchet може застосовуватися під час виконання спеціальних місій для високоточного ураження одиничних об'єктів.

В основу розробки міні-боєприпасів ПМБ-03 покладено завдання підвищення ефективності їх експлуатації, зниження їх стартової маси та зменшення собівартості виробництва шляхом спрощення конструкції.

Дана мета реалізується за рахунок об'єднання корпусу з крилом і хвостовим оперенням, відсутності силової установки, застосування крила зі збільшеним кутом поперечного «V», застосування перевернутого хвостового V-подібного оперення та забезпечення нероз'ємності і невіддільності кермових сервоприводів, автопілота, навігаційної системи, панелі контактів автопілота і роз'єму бортової батареї електроживлення від корпусу плануючого міні-боєприпасу. На рис. 4.28 зображено зразки плануючого міні-боєприпасу ПМБ-03.



Рис. 4.28. Загальний вигляд плануючого самокерованого міні-боєприпасу ПМБ-03 (макет)

Загальну будову боєприпасу ПМБ-03 у проєкції «бік» зображено на рис. 4.29.

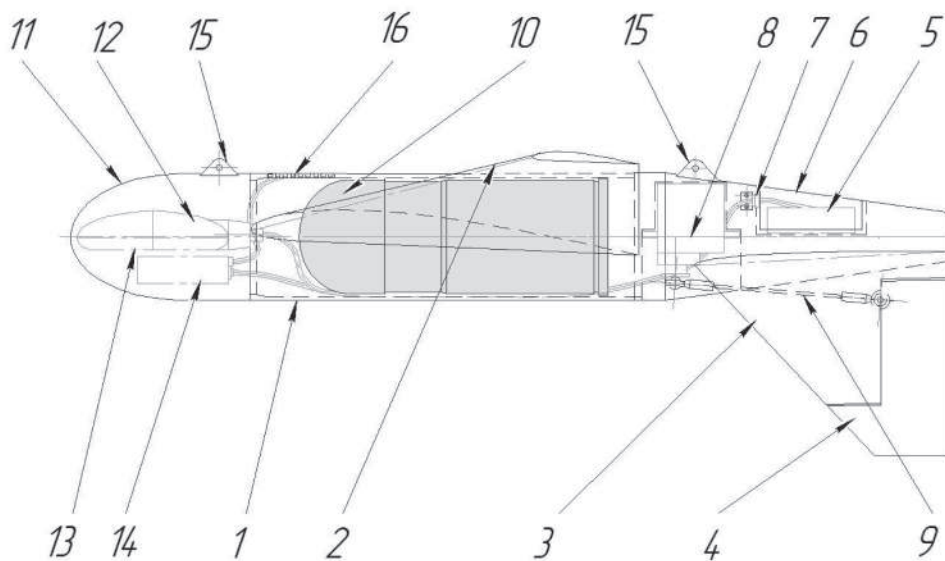


Рис. 4.29. Загальна будова плануючого самокерованого міні-боєприпасу в проєкції «бік»

Плануючий самокерований міні-боєприпас ПМБ-03 складається з корпусу 1, разом з яким виготовлені крило 2 та нерухома частина 3 хвостового оперення. Рухома частина оперення 4 являє собою керуючі аеродинамічні поверхні. Бортова батарея 5 встановлюється перед активуванням у шахту 6 у хвостовій частині виробу та електрично з'єднується зі штатною електричною системою роз'ємом 7. Керуючі аеродинамічні поверхні приводяться в рух кермовими сервоприводами 8 за допомогою тяг 9. Граната підствольного гранатомета 10, калібру 40 мм встановлюється в корпус міні-боєприпасу з його носової частини, шляхом відкривання носового обтічника 11. В об'ємі носового обтічника знаходяться навігаційна система у складі приймача 12 сигналів GPS та магнетометра 13, об'єднаних в одному корпусі, та автопілот 14; вказані прилади з'єднуються зі штатною електричною системою відповідними роз'ємами. Кріплення плануючого самокерованого міні-боєприпасу виконується за допомогою кронштейнів 15 з отворами, що заходять у відповідні заглиблення на авіаційному носієві.

Керування скиданням міні-боєприпасу відбувається з борту авіаційного носія. Для надсилання конкретного завдання з борту останнього в автопілот міні-боєприпасу на його корпусі встановлена панель 16 притискових контактів, які знаходяться в притиснутому стані з відповідними контактами на носієві. Електричне роз'єднання з носієм відбувається після відчеплення міні-боєприпасу від останнього для виконання самостійного завдання [14].

Встановлення плануючого самокерованого міні-боєприпасу на борт авіаційного безпілотного носія (рис. 4.30) показано на прикладі крилового підвішування боєприпасу на носієві М-56 «Модуль».



Рис. 4.30. Встановлення плануючого самокерованого міні-боєприпасу на борт авіаційного безпілотного носія М-56 «Модуль»

## Основні технічні характеристики самокерованого міні-боєприпасу ПМБ-03 НАУ

### *Планер (несуча частина)*

Маса стартова (МТОМ), кг – 0,55...0,6 (комплектний виріб з боєприпасом)

Аеродинамічна якість  $K$  – 7...9

Середня дальність польоту з висоти 3000 м (вітер 0 м/с), км – 20

Програмування польоту – безпосередньо перед пуском з борту носія

Кількість програмованих цілей – 1

### *Боєприпас*

Тип гранати – 40 мм × 53 мм

Маса гранати, кг – 0,3–0,35

### *Типові швидкості ПМБ-03 НАУ*

Мінімальна експлуатаційна швидкість, км/год – 130

Максимальна швидкість пікірування на куті траєкторії 45 град., км/год – 248

Максимальна швидкість пікірування на куті траєкторії 90 град., км/год – 295

### **Список використаних джерел**

1. Матійчик М. П., Михайлов Г. М., Юн Г. М. Економічна ефективність захисту рослин за допомогою безпілотних літальних апаратів: зб. наук. праць Київського університету економіки і технологій транспорту. Сер. Економіка і управління. Вип. №9. 2007. С. 175–181.
2. Матійчик М. П., Михайлов Г. М., Юн Г. М. Обґрунтування характеристик безпілотних літальних апаратів сільськогосподарського призначення. *Вісник Національного авіаційного університету*. Київ, 2007, №1. С. 113–117.
3. Матійчик М. П. Ретроспективи та сучасні проблеми застосування малогабаритних радіокерованих літальних апаратів з господарською метою: зб. наук. праць Національного університету «Києво-Могилянська академія». Київ, 1999. Т9. С. 371–377.
4. Правила організації та виконання авіаційних робіт у сільському та лісовому господарстві. Київ: Видавництво ТОВ «ВД» Мануфактура», 2007. 112 с.
5. Матійчик М. П. Обґрунтування параметрів пристрою і технології механізованого розселення трихограми: автореферат дисертації кандидата технічних наук. Глеваха, 1994. 18 с.
6. Штуцер З. И. Оценка затрат на работу сельхозавиации. *Защита растений*. 1989. №88. С. 60–62.
7. UAV systems: The Global perspective. Design and print by Fotodirekt, Ltd, England 012773563111. 2005. P. 132–138.

8. Макеев В. Е. Радиоуправляемая авиамодельная техника – средство механизации биозащиты сельскохозяйственных растений от вредителей. *Защита растений*, 1992. №8. С. 55.

9. Матійчик М. П., Рибальченко О. С. Одномоторний безпілотний літальний апарат для захисту рослин. Пат. України на корисну модель № 34952. Опубл. 26.08.2008. Бюл. держпатенту України № 16.

10. Матійчик М. П., Камінський П. П., Юращук О. А. Двопотоківий авіаційний дозатор трихограми. Пат. України на корисну модель №38142. Опубл. 25.12.2008. Бюл. держпатенту України № 24.

11. Інтернет-ресурс: «FX1400». Режим доступу до джерела: <https://ru.wikipedia.org/wiki/FX-1400>.

12. Інтернет-ресурс: USSOCOM, AFSOC test Block 1 GBU-69/B SGM datalink variant. Режим доступу до джерела: <https://www.janes.com/article/87247/ussocom-afsoc-test-block-1-gbu-69-b-sgm-datalink-variant>.

13. Інтернет-ресурс: Сверхмалые бомбы: оружие для легких БПЛА. Режим доступу до джерела: <https://topwar.ru/46574-sverhmalnye-bomby-oruzhie-dlya-legkih-bpla.html>.

14. Матійчик М. П., Харченко В. П., Матійчик Д. М. Безпілотний баражуючий боєприпас. Пат. України №132931. Опубліковано 25.03.2019. Бюл. №6.

## **Розділ 5. ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ ПОКАЗНИКІВ БЕЗПЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ТА ЇХ КОМПЛЕКСІВ**

### **5.1. Аналіз складових ефективності безпілотної авіаційної системи**

Як відомо, безпілотно авіаційна система (БАС) являє собою поєднання безпілотного повітряного судна, наземної станції керування та ліній зв'язку. Загалом мета функціонування БАС полягає у забезпеченні проведення безпечного польоту безпілотного повітряного судна у виділеному повітряному просторі під час виконання ним авіаційних робіт.

Питання ефективності БАС майже не розглядалося, оскільки сам термін з'явився недавно і сьогодні на часі лише встановлення концептуальних підходів. Отже, доцільно скористатися методом аналогії щодо розробок, пов'язаних з авіацією та ефективністю технічних різноманітних систем.

Техніко-економічне оцінювання ефективності авіаційних спеціалізованих систем (АСС) варто розглядати з погляду оптимізації парку ПС, де оптимізація парку повітряних суден – пошук та досягнення оптимального співвідношення або забезпечення властивостей та виду деяких функцій системи, які впливають на якість та результат функціонування системи [1].

Критерії оптимізації стосовно повітряних суден, задіяних на авіаційних роботах, можна сформулювати так:

- техніко-економічне оцінювання повітряних суден повинно розглядатися нерозривно з виконуваними завданнями;
- оцінювання ефективності окремого типу повітряного судна слід виконувати, виходячи із сукупності транспортних завдань і потреб в авіаційних роботах.

Водночас повинні бути визначені і мати сенс такі характеристики або умови завдань оптимізації:

- критерії оптимізації у вигляді показників якості, об'єднаних у загальний критеріальний показник економічної ефективності;
- алгоритми та розрахункові схеми (методики) для оцінювання загального критеріального показника і перевірки оптимальності;
- визначення загального критеріального показника економічної ефективності при зміні аргументів, які впливають на зміну значення показника ефективності (розрахункові моделі).

Оцінка ефективності застосування ПС за будь-якого варіанта або виду авіаційних робіт математично визначається тільки числами, зіставлення яких і дає змогу вибрати кращий варіант їх використання.

Наголошується, що оптимальність – це найкраще співвідношення прийнятних властивостей (параметрів) авіаційної спеціалізованої системи відповідно до прийнятого критерію ефективності. Відповідно питання ефективності БАС знаходиться у площині оптимальності, тобто найкращого співвідношення між її параметрами.

На підставі проведеного аналізу розроблено параметри та критерії ефективності БАС, взаємозв'язок між якими показано на рис. 5.1.

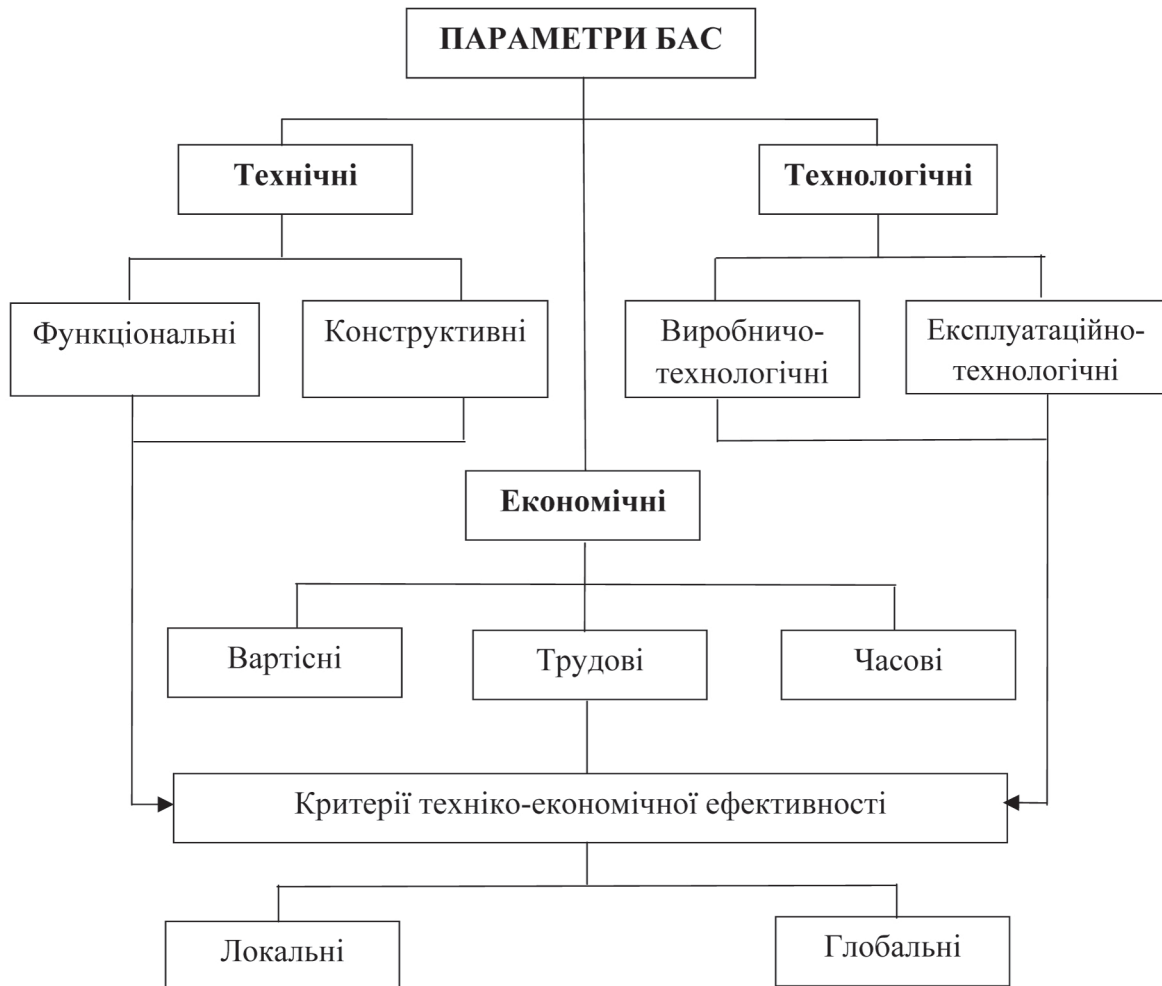


Рис. 5.1. Взаємозв'язок між параметрами БАС та критеріями її ефективності

Параметри БАС поділяють на три групи:

- 1) технічні;
- 2) технологічні;
- 3) техніко-економічні.

До технічних належать функціональні (вантажопідйомність, дальність польоту, швидкість польоту БПС) і конструктивні (геометричні розміри, маса конструктивних частин БПС, маса наземної станції тощо).

Автор Кулаєв Ю. Ф. [2] показав, що функціональні параметри визначають величину критеріїв цільової ефективності, а конструктивні – впливають на функціональні, економічні параметри і параметри технологічності. До останніх належать параметри виробничої та експлуатаційно-ремонтної технологічності елементів БАС.

Технологічність елементів БАС у процесі виробництва визначається значною мірою їх конструктивною наступністю, яка залежить від рівня уніфікації, стандартизації та нормалізації конструкцій. Велике значення для підвищення технологічності елементів БАС має раціональне агрегування їх конструкції і, зокрема панелювання фюзеляжу БПС та НСК. Ці чинники визначають і експлуатаційно-ремонтну технологічність елементів БАС. Однак на технологічність виробів у процесі їх експлуатації та ремонту впливає також низка інших специфічних показників: кратність ресурсів систем (виробів), ступінь доступності до їх агрегатів і вузлів, складність їх розбирання та складання тощо. Параметри технологічності суттєво впливають на економічні параметри елементів систем. Їх вдосконалення дозволяє значно підвищити продуктивність праці, знизити величину циклу і собівартість робіт при їх виробництві, ремонті та обслуговуванні елементів систем у процесі експлуатації.

Економічні параметри поділяються на вартісні, трудові й часові. Вони включають у себе економічні параметри БАС, її елементів відповідно як об'єктів створення, виготовлення й експлуатації. Вказані параметри знаходяться в основі формування критерію оцінки техніко-економічної ефективності БАС і є елементами тріади критеріїв «ефективність – вартість – час» ( $W - K - T$ ). Дані критерії формують загальний критерій техніко-економічної оцінки БАС.

З-поміж економічних критеріїв одним із найважливіших критеріїв є критерій оцінки ефективності БАС за собівартістю льотної години від її застосування. Собівартість льотної години ПС – інтегрований показник, який враховує прямі матеріальні витрати, витрати на оплату праці, загальновиробничі витрати та витрати на перебування ПС в аеропорту. Оцінка ефективності за «льотною годиною» є зручною і швидкою для знаходження ефективності.

Собівартість льотної години потрібно розглядати як суму таких доданків [3]:

$$S_{л.г} = S_{пр} + S_{пр.опл.пр} + S_{пр.ін} + S_{вир} + S_{аероп}, \quad (5.1)$$

де  $S_{пр}$  – прямі матеріальні витрати;  $S_{пр.опл.пр}$  – прямі витрати на оплату праці;  $S_{пр.ін}$  – інші прямі витрати;  $S_{вир}$  – загальновиробничі витрати;  $S_{аероп}$  – аеропортові витрати.

Вказана модель обчислення застосовується під час розрахунку собівартості льотної години у пілотованій авіації. Проте для обчислення собівартості льотної години від застосування БАС потрібно врахувати таке.

По-перше, до прямих затрат потрібно віднести витрати, що понесе авіакомпанія від експлуатації НСК – наземної станції керування БПС, а також від переміщення БПС на автомобільному транспорті до місця базування.

По-друге, оскільки в БАС відсутній льотно-підйомний склад, то калькуляція заробітної плати повинна це враховувати. Власне, тарифи оплати можуть бути операторськими, а не тарифами пілотів.

Відповідно алгоритм обчислення собівартості льотної години може виглядати так:

- прямі матеріальні витрати на БПС та НСК;
- прямі витрати на оплату праці дистанційного екіпажу;
- внески до Пенсійного фонду;
- внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування у зв'язку з тимчасовою втратою працездатності;
- внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування на випадок безробіття;
- внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування від нещасного випадку на виробництві;
- амортизаційні відрахування від вартості основних засобів;
- витрати на всі види ремонту, технічний огляд і технічне обслуговування парку БПС та НСК;
- загальновиробничі витрати;
- екологічний податок;
- збір до Державного інноваційного фонду;
- одноразовий податок на право власності БАС у разі її придбання.

У випадку базування БАС на штатному аеродромі до розрахунку потрібно ще включити аеропортові витрати. До недоліків визначення ефективності за «льотною годиною» можна віднести відсутність врахування затрат на цикл розроблення нового продукту, тобто науково-дослідні та дослідно-конструкторські роботи у повному обсязі. Існує також методика визначення ефективності за річним економічним ефектом [4].

Стосовно визначення ефективності БАС послідовність розрахунку ефективності може бути подана так: як основні оціночні показники розглядаються річний економічний ефект у споживача від експлуатації БАС, річна економія прямих експлуатаційних витрат та річна економія праці під час експлуатації БАС.

Найменування показників та їх перелік подано в табл. 5.1.

## Складові розрахунку ефективності від застосування БАС

Найменування показника	Символ
Вартість БАС	С
Термін служби БАС, років	Т
Коефіцієнт реновації	Р
Витрати на НДР та ДКР	$K_T$
Питомі капіталовкладення	//
Коефіцієнт економічної ефективності	$H_{\Pi}$
Приведені затрати	$Z_{\Pi}$
Тривалість виконання авіаційних робіт, днів	$\Phi_d$
Тривалість зміни, год	$T_p$
Кількість змін	$n_3$
Норма виробітку, $\text{км}^2$ площі, <i>або інше</i> : година; змінна	$H_T$ $H_3$
Кількість і категорія обслуговуючого персоналу: дистанційний пілот; оператор цільового навантаження; технік БАС	Л
Сезонний обсяг робіт, $\text{км}^2$ площі, <i>або інше</i>	$V_c$
Денна заробітна плата обслуговуючого персоналу, грн дистанційний пілот; оператор цільового навантаження; технік БАС	$Z_{др}$ $Z_{дп}$ $Z_{дп}$
Коефіцієнт відрахувань у фонд спеціального страхування і додаткову зарплату	$Z_{кc}$
Сезонний фонд заробітної плати	$O_3$
Норма амортизаційних відрахувань, %	$H_a$
Амортизаційні відрахування, грн	$A_a$
Загальні витрати на паливно-мастильні матеріали (на $100 \text{ км}^2$ або інше)	$q_m$
Загальні витрати на паливно-мастильні матеріали з урахуванням всього обсягу авіаційних робіт	$\Pi_m$
Прямі експлуатаційні витрати	Е

## 5.2. Розрахунок продуктивності та порівняння витрати палива на виконання маршрутних польотів за допомогою безпілотного повітряного судна М-7-В5 та літака НАРП-1

Для обчислення продуктивності виконання аерознімання БПС М-7-В5 на лінійних об'єктах (порівняно з ПС НАРП-1) використано відому розрахункову схему планової аерофотозйомки одним АФА (рис.5.2).

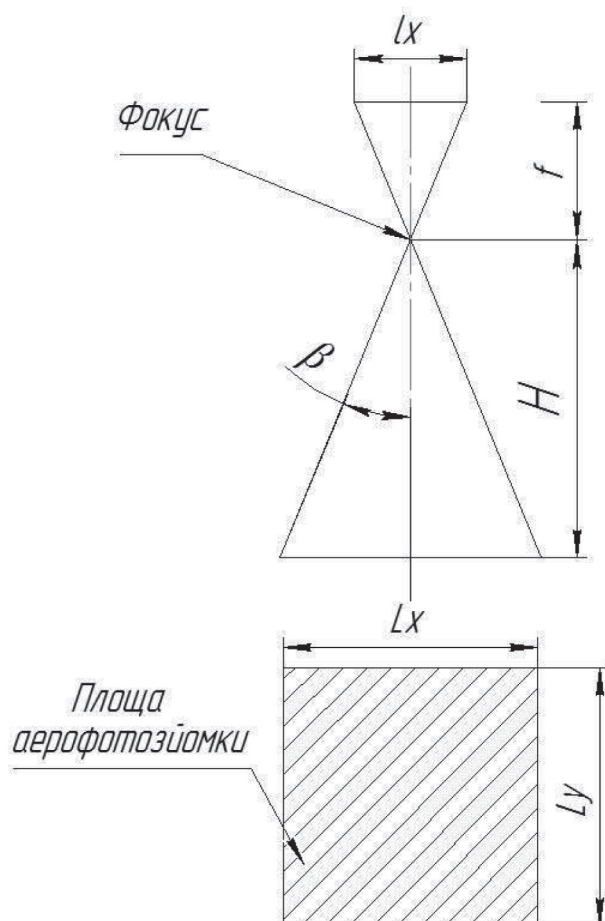


Рис. 5.2. Розрахункова схема планової аерофотозйомки одним АФА:

$l_x$  – розмір сторони аерознімка, паралельної напрямку польоту;  $L_x$  – захоплення на місцевості поздовжньою стороною аерознімка;  $L_y$  – захоплення на місцевості поперечною стороною аерознімка;  $F$  – фокусна відстань об'єктива АФА;  $\beta$  – половина кута поля зображення АФА;  $H$  – висота фотографування

Вважатимемо, що крейсерська швидкість НАРП-1 – 165 км/год (згідно з його КЛЕ), а розрахункова крейсерська швидкість БПС М-7-В5 становить 200 км/год.

Відповідно годинний шлях для вказаних для НАРП-1 становить 165 км, а для БПС М-7-В5 – 200 км.

**Вхідні дані.** Для аерознімальних робіт (АЗР) використовуємо БПС М-7-В5, на борту якого встановлена фотокамера Sony Cyber-Shot DSC-H70 на гіростабілізованій платформі.

Фотокамера Sony Cyber-Shot DSC-H70 має об'єктив серії Sony G з фокусною відстанню  $f_1 = 25$   $f_2 = 250$  мм. Розширення зображення при 16Мр становить  $l_x = 4608$   $l_y = 3456$  пікселів на дюйм. Кути огляду без наближення становлять:  $\lambda_1 = 62^\circ$  по горизонталі та  $\beta_1 = 48^\circ$  по вертикалі, а при збільшенні  $\times 10$  кути становлять  $\lambda_2 = 16^\circ$  по горизонталі та  $\beta_2 = 12^\circ$  по вертикалі.

### Розрахунок обробленої площі в одному кадрі

Вважатимемо, що політ БПС М-7В5 проходить на висоті 3000 м (Н). Розмір аерознімка знаходимо за такими формулами:

$$\frac{1}{2}L = H \operatorname{tg} \frac{1}{2} \lambda; \quad (5.2)$$

$$S_{\text{зн}} = L_x L_y. \quad (5.3)$$

Підставляючи у формулу (5.2) конкретні значення, отримаємо:

$$\frac{1}{2}L_{x1} = H \operatorname{tg} \frac{1}{2} \lambda = (3000 \operatorname{tg} 31^\circ) \cdot 2 = 3600 \text{ м};$$

$$\frac{1}{2}L_{y1} = H \operatorname{tg} \frac{1}{2} \beta = (3000 \operatorname{tg} 24^\circ) \cdot 2 = 2670 \text{ м}.$$

### Розрахунок продуктивності аерознімання БПС М-7В5

Для розрахунку продуктивності аерознімання за одну годину можна скористатися положенням про те, що АФА виконує безперервне покадрове знімання. З урахуванням поздовжнього перекриття у 20 % між знімками, можна годинний політ БПС М-7В-5 розцінити як його продуктивність, тобто продуктивність знімання (км<sup>2</sup>/год або га/год). Розрахункова формула така:

$$P_{\text{АЗР}} = L_y V_{\text{ПС}} (\text{км} \cdot \text{км}/\text{год}). \quad (5.4)$$

Після підставлення значень отримаємо:

$$P_{\text{АЗР}} = L_y V_{\text{ПС}} = 2,67 \cdot 200 = 534 \text{ км}^2 (53\,400 \text{ га}).$$

З урахуванням перекриття дістанемо:

$$P_{\text{АЗР.п}} = P_{\text{АЗР}} 0,8 = 428 \text{ км}^2 (42\,800 \text{ га}).$$

### Розрахунок продуктивності аерознімання НАРП-1

Повітряне судно НАРП-1 порівнювали на тих самих режимах, окрім його крейсерської швидкості, яка дорівнює 165 км/год. Продуктивність АЗР від ПС НАРП-1 дорівнює:

$$P_{\text{АЗР}} = L_y V_{\text{ПС}} = 2,67 \cdot 165 = 440,55 \text{ км}^2 (44\,055 \text{ га}).$$

З урахуванням перекриття для ПС НАРП-1 отримаємо:

$$P_{\text{АЗР.п}} = P_{\text{АЗР}} 0,8 = 352,44 \text{ км}^2 (35\,244 \text{ га}).$$

Різниця у годинній продуктивності БПС М-7-В5 та ПС НАРП-1 буде такою:

$$P_{\text{П}} = P_{\text{АЗР.п М-7В5}} - P_{\text{АЗР.п нарп-1}} = 428 \text{ км}^2 - 352,44 \text{ км}^2 = 76,56 \text{ км}^2.$$

## Порівняння витрати палива на виконання маршрутних польотів за допомогою БПС

### М-7-В5 та ПС НАРП-1

Для розрахунку витрати палива на визначених режимах використані ТТХ літака НАРП-1, що зазначені в його КЛЕ [5].

Об'єднані показники для режимів з випущеними закрилками та без них наведені в табл. 5.2.

Таблиця 5.2

### Розрахунок витрати палива на виконання аерознімальних робіт за допомогою ПС НАРП-1

№ з/п	Льотно-технічні характеристики ПС НАРП-1	Значення
1	Максимальна швидкість горизонтального польоту, км/год	185
2	Крейсерська швидкість польоту біля землі, км/год	165
3	Розрахункова швидкість пікірування, км/год	215
4	Швидкість звалювання:	
	– закрилки сховані, км/год	90
	– закрилки випущені, км/год	75
5	Довжина розбігу для нормальної політної ваги під час старту з гальм, при закрилках, випущених на 15°, м	120
6	Довжина пробігу для нормальної політної ваги з гальмами та закрилками, випущеними на 15° м	150
7	Час польоту при повній заправці 50 л, год	3,5
8	Перевантаження	
	$N_{\max}$	+ 3,8
	$N_{\min}$	– 2,0
9	Витрата палива на крейсерському режимі, л/год (кг/год)	25/18,5
10	Витрата палива на злітному режимі, л/год (кг/год)	27/21
11	Максимальна витрата оливи, л/год (кг/год)	0,1/0,075

Розрахунок виконували за допомогою методики, описаної в джерелі [6]. Вхідні дані брали такі:

- річний наліт ПС взято у 800 год;
- тип польотів для двох ПС: зльоти/посадки через 3,5 год.

За нальоту 800 год на рік НАРП-1 витратить на крейсерському режимі близько 15 000 кг /20 000 л палива (автомобільний бензин А-98):

$$18,5 \cdot 800 = 2776 \text{ кг/3608 л.}$$

Відповідно за нальоту 800 год на рік БПС М-7-В5 на крейсерському режимі витратить палива:  $3,47 \cdot 800 = 2776 \text{ кг/3608 л.}$

За 1 рік (800 л год) утвориться різниця:  $20\,000 \text{ л} - 3608 \text{ л} = 16\,392 \text{ л.}$

У діючих цінах на паливо на 2021 р. це буде дорівнювати:

$$16392 \cdot 37,5 = 634\,950 \text{ грн.}$$

(23960 дол. США; курс валюти – 26,5 грн за 1 дол. США: стан на серпень 2021 р.).

Тоді годинний грошовий виграш за витратою палива в М-7-В5 дорівнюватиме:

$$22\,539 \text{ дол. США/800} = 28,17 \text{ дол. США.}$$

Вхідні дані:

- річний наліт ПС взято 800 год;
- тип польотів: зльоти/ посадки через 3,5 год у НАРП-1;
- БПС М-7-В5 сідає/злітає 1 раз на 15 год.

Визначимо потребу у зльотах/посадках на 800 л/год.

Для НАРП-1 число зльотів/посадок дорівнює:

$$800/3,5 = 229.$$

Для М-7-В5 число зльотів/посадок дорівнює:

$$800/15 = 53,3 \text{ (візьмемо 54).}$$

Різниця у кількості зльотів/посадок становить:

$$229 - 54 = 175.$$

Відомо, що на злітному режимі НАРП-1 має витрату палива 27 л/год /21 кг/год.

Загальна добавка часу на зльоті НАРП-1 (тривалість злітного режиму – до 5 хв):

$$5 \text{ хв} \cdot 175 = 875 \text{ хв (14,6 год).}$$

Загальна добавка витрати бензину на зльоті НАРП-1 (тривалість злітного режиму – до 5 хв):

$$14,6 \cdot 21 = 306 \text{ л.}$$

Відповідно додаткова витрата у грошових коштах:  $306 \cdot 37,5 = 11\,475 \text{ грн.}$  Це означає, що літак НАРП-1 додатково витрачає 306 л бензину на суму 11 475 грн.

Причиною цього є підвищена витрата палива літака НАРП-1 на злітному режимі та потреба у великій кількості зльотів/посадок (229 у НАРП-1 проти 54 у БПС М-7-В5).

Загальна витрата бензину за рік (на 800 льотних годин) у НАРП-1:

$$20\,000 + 306 = 20\,306 \text{ л.}$$

Вказане паливо коштуватиме:

$$20\,306 \text{ л} \cdot 37,5 = 761\,475 \text{ грн (28\,734,9 дол. США).}$$

Безпілотне повітряне судно М-7-В5 перебуває (за рік) на злітному режимі:

$$54 \cdot 5 = 270 \text{ хв} = 4,5 \text{ год.}$$

Витрата палива (для злітного режиму) становить 5,7 л/год. Тоді загальна витрата для всього часу, впродовж якого БПС перебуває на злітному режимі, дорівнює:

$$4,5 \cdot 5,7 = 26,7 \text{ л.}$$

Загальна витрата бензину за рік (на 800 льотних годин) для М-7-В5 становить:

$$3608 + 26,7 = 3634,7 \text{ л.}$$

Загальна витрата грошових коштів на вказаний бензин дорівнює:

$$3634,7 \cdot 37,5 = 136\,301,25 \text{ грн (5143,34 дол. США).}$$

Із виконаних розрахунків випливає, що пряма економія коштів на бензин від застосування БПС М-7-В5 на 800 льотних годин (порівняно з ПС НАРП-1) буде:

$$761\,475,00 \text{ грн} - 136\,301,25 \text{ грн} = 625\,173,75 \text{ грн (23\,591,46 дол. США).}$$

### **5.3. Методика розрахунку собівартості льотної години під час виконання авіаційних робіт за допомогою БПС М-7-В5**

Відомо, що собівартість льотної години під час виконання авіаційних робіт розраховується так [7]:

$$S_{\text{л.г}} = S_{\text{пр}} + S_{\text{пр.опл.пр}} + S_{\text{пр.ін}} + S_{\text{вир}} + S_{\text{аероп}}, \quad (5.5)$$

де  $S_{\text{пр}}$  – прямі матеріальні витрати;  $S_{\text{пр.опл.пр}}$  – прямі витрати на оплату праці;  $S_{\text{пр.ін}}$  – інші прямі витрати;  $S_{\text{вир}}$  – загальновиробничі витрати;  $S_{\text{аероп}}$  – аеропортові витрати.

Стаття «Прямі матеріальні витрати» ( $S_{\text{пр}}$ ) включає в себе витрати на усі види ПММ та інші (враховуючи транспортно-заготівельні витрати), використані як безпосередньо на виконання перевезень (робіт, послуг), так і на технологічні операції під час підготування рухомого складу, а також витрати ПММ на допоміжно-службовий, навчально-тренувальний та невиробничий нальоти.

Розрахунок цієї статті витрат потребує визначення витрат ПММ на одну льотну годину ПС, виходячи з його технічних характеристик, коефіцієнта невиробничих витрат палива та ціни на ПММ.

Відповідно для БПС М-7-В5 годинна витрата палива на крейсерському режимі дорівнює 4,5 л/год (3,47 кг/год). Для підтримання відповідного маршруту польоту БПС

потрібно також врахувати витрати палива на роботу наземної стації керування (НСК). Для години її роботи потрібно 2,5 л палива.

Тоді загальна витрата палива дорівнює:

$$4,5 + 2,5 = 7 \text{ л/год (5,25 кг/год)}.$$

Як паливо використовується автомобільний бензин А95. За цінами на паливо у 2021 р. (30,1 грн/л або 40 грн/кг палива) вартість палива на годину дорівнюватиме:

$$5,25 \text{ кг} \cdot 40 \text{ грн/кг} = 210 \text{ грн}.$$

Собівартість ПММ визначалася за формулою:

$$S_{\text{ПММ}} = (1 + K_{\text{НВР}}) q C_{\text{ПММ}}, \quad (5.6)$$

де  $S_{\text{ПММ}}$  – прямі матеріальні витрати, грн/год;  $q$  – витрати палива на годину виробничого польоту ПС, кг/год;  $K_{\text{НВР}}$  – коефіцієнт невикористаних витрат палива на час виробничого польоту (5 %);  $C_{\text{ПММ}}$  – вартість палива, грн/кг.

Після підстановки отримали:

$$S_{\text{ПММ}} = (1 + K_{\text{НВР}}) q C_{\text{ПММ}} = (1 + 0,05) \cdot 5,25 \cdot 40 = 220,5 \text{ грн}.$$

Прямі витрати на оплату праці ( $S_{\text{пр.опл.пр}}$ ) розраховувалися завдяки визначенню витрат на виплату основної та додаткової заробітної плати працівникам, що безпосередньо виконують авіаційні роботи, згідно з посадовими окладами, відрядними розцінками, тарифними ставками відповідно до діючих на підприємствах систем оплати праці, з урахуванням будь-яких видів грошових та матеріальних доплат.

Оскільки нині не встановлені за законом тарифні ставки для членів наземних екіпажів БПС, то за зразок брали ті тарифні ставки та інші елементи розрахунку, що діють у цивільній авіації сьогодні, для оплати КПС та другого пілота.

Наземний екіпаж БПС складається з дистанційного пілота – КПС та оператора цільового навантаження (ОЦН). Для розрахунку скористалися відомою формулою:

$$S_{\text{ВП}} = \frac{e_{i=1}^n H_{\text{Впі}} + e_{i=1}^n D_i \Phi_{\text{рч}}}{t_{\text{ВН}}}, \quad (5.7)$$

де  $S_{\text{ВП}}$  – прямі витрати на оплату праці, грн/год;  $i$  – номер працівника дистанційного екіпажу ( $i = 1; n$ );  $H_{\text{Впі}}$  – погодинна ставка оплати  $i$ -го працівника дистанційного екіпажу за одиницю виконаної роботи, грн/год;  $D_i$  – посадовий оклад  $i$ -го працівника дистанційного екіпажу (відрядна оплата праці за одну льотну годину), грн/год;  $\Phi_{\text{рч}}$  – фонд робочого часу, год/рік;  $t_{\text{ВН}}$  – запланований виробничий наліт ПС, год/рік.

Запланований виробничий наліт БПС (год/рік) має становити 800 год/рік. Тоді оплата праці дорівнюватиме:

для КПС:

$$S_{\text{ВП}} = \frac{e_{i=1}^n H_{\text{ВПі}} t_{\text{ВН}} + e_{i=1}^n D_i \Phi_{\text{рч}}}{t_{\text{ВН}}} = \frac{2,72 \cdot 110 \cdot 800 + 2,72 \cdot 13 \cdot 1600}{800} =$$
$$= 369,8 \text{ грн/год};$$

для ОЦН:

$$S_{\text{ВП}} = \frac{e_{i=1}^n H_{\text{ВПі}} t_{\text{ВН}} + e_{i=1}^n D_i \Phi_{\text{рч}}}{t_{\text{ВН}}} = \frac{2,72 \cdot 90 \cdot 800 + 2,72 \cdot 10 \cdot 1600}{800} =$$
$$= 298,8 \text{ грн/год};$$

для двох членів дистанційного екіпажу:

$$369,8 \text{ грн/год} + 298,8 \text{ грн/год} = 668,6 \text{ грн/год}.$$

До інших прямих витрат ( $S_{\text{пр.ін}}$ ) належать:

1) відрахування на соціальні заходи із заробітної плати працівників, що безпосередньо беруть участь у виконанні авіаційних робіт, а саме:

– внески до Пенсійного фонду, які становлять 33,2 % від суми фактичних витрат на оплату праці працівників, тобто:

$$534\,880 \text{ грн} \cdot 0,332 = 171\,232,36/800 = 215,29 \text{ грн/год};$$

– внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування у зв'язку з тимчасовою втратою працездатності, які становлять 1,5 % від суми витрат на оплату праці найманих працівників:

$$534\,880 \text{ грн} \cdot 0,015 = 8023,2/800 = 10,1 \text{ грн/год};$$

– внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування на випадок безробіття в розмірі 1,3 % від суми фактичних витрат на оплату праці найманих працівників:

$$534\,880 \text{ грн} \cdot 0,013 = 6953,44/800 = 8,69 \text{ грн/год};$$

– внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування від нещасного випадку на виробництві та професійного захворювання, які спричинили втрату працездатності, становлять 0,5 % від фактичних витрат на оплату праці найманих працівників:

$$534\,880 \text{ грн} \cdot 0,005 = 2674,4/800 = 3,43 \text{ грн/год};$$

2) суми амортизаційних відрахувань від вартості основних засобів ПС, нарахованих згідно з порядком, нормами та умовами, встановленими чинним законодавством України та П(С)БО 7 «Основні засоби» та П(С)БО 8 «Нематеріальні активи».

Норма амортизаційних відрахувань розраховувалася за формулами:

$$H_{\text{ам.в}} = \frac{100}{T}; \quad (5.8)$$

$$H_{\text{ам.в}} = \frac{100}{T} = 100/15 = 6,66 \%,$$

де  $T$  – нормативний термін експлуатації основних фондів у роках.

Річна сума амортизаційних відрахувань визначалася за формулою:

$$A_{\text{в}} = (B_{\text{перв}} H_{\text{ам.в}})/100, \quad (5.9)$$

де  $B_{\text{перв}}$  – первісна балансова вартість групи основних фондів (М-7-В5);  $H_{\text{ам.в}}$  – річна норма амортизації.

Відповідно, після підстановки отримаємо:

$$A_{\text{в}} = (B_{\text{перв}} H_{\text{ам.в}})/100 = 2\,000\,000 \cdot 0,066/100 = 1320 \text{ грн.}$$

Відрахування за льотну годину дорівнюють:

$$1320/800 = 1,65 \text{ грн/год.}$$

3) витрати на всі види ремонту, технічний огляд і технічне обслуговування парку ПС.

На основі статистичних даних для проведення планових розрахунків під час обчислення витрат на технічне обслуговування обирались їх значення в розмірі 10 % від амортизаційних відрахувань. Витрати на ТО:

$$1320 \cdot 0,1 = 132 \text{ грн/800} = 0,165 \text{ грн/год.}$$

Загальновиробничі витрати ( $S_{\text{вир}}$ ) включають витрати, пов'язані з управлінням та обслуговуванням виробничого процесу, які не враховані в попередніх статтях. Використовуючи експертні дані авіапідприємств, що виконують авіаційні роботи, загальновиробничі витрати на утримання апарату управління виробництвом, оплату службових відряджень, технічне та інформаційне забезпечення управління виробництвом становлять 10 – 30 % від прямих витрат. Разом прямі витрати дорівнюють:

$$668,6 + 140 = 808,6 \text{ грн/год.}$$

Тоді загальновиробничі витрати складають:

$$808,6 \cdot 0,2 = 161,72 \text{ грн/год.}$$

До собівартості авіаційних робіт також включили екологічний податок – платежі за забруднення навколишнього природного середовища:

$$51,18 \text{ грн/тонну} - \text{авіаційний бензин (A95).}$$

Отже, бензину витратиться:  $7 \cdot 800 = 5600 \text{ л (4200 кг)}$ . Тоді екологічний податок за рік:

$$4,2 \cdot 51,18 = 214,96 \text{ грн/рік.}$$

На льотну годину відповідно припадає:

$$214,96/800 = 0,27 \text{ грн/год.}$$

Збір до Державного інноваційного фонду – 1 % обсягу реалізації робіт (вартість наданих послуг ПС без ПДВ):

$$(800 \cdot 2000) \cdot 0,8 \cdot 0,01 = 1\,600\,000 \cdot 0,8 \cdot 0,01 = 12\,800/800 = 16 \text{ грн};$$

одноразовий податок на право власності ПС у разі його придбання (1 грн за кожен кілограм максимальної злітної маси ПС) та аеропортові витрати;

$$200 \text{ кг} \cdot 1 \text{ грн} = 200 \text{ грн}/800 = 0,25 \text{ грн.}$$

Аеропортові витрати визначалися на основі встановлених ставок зборів, які діють згідно з Наказом Міністерства транспорту та зв'язку України «Про встановлення аеропортових зборів за обслуговування повітряних суден і пасажирів в аеропортах України» № 408/15099 від 14 травня 2008 р. з внесеними змінами на 2010 р., серед яких:

– збір за зліт–посадку ПС 5,00 дол. США за одну тонну максимальної злітної маси (МЗМ) ПС:

$$5 \cdot 0,2 = 1 \text{ дол. США (на одну льотну годину);}$$

– збір за забезпечення авіаційної безпеки – 1,00 дол. США за одну тонну МЗМ:

$$1 \cdot 0,2 = 0,2 \text{ дол. США (на одну льотну годину);}$$

– збір за наднормативну стоянку ПС – 0,30 дол. США за кожну годину наднормативної стоянки та кожну тонну МЗМ ПС:

$$0,3 \cdot 0,2 = 0,06 \text{ дол. США (на одну льотну годину).}$$

Аеропортові витрати разом дорівнюють:

$$1 + 0,2 + 0,06 = 1,26 \text{ дол. США (на одну льотну годину).}$$

З урахуванням поточного курсу гривні до долара США аеропортові витрати будуть дорівнювати:

$$1,26 \text{ дол. США} \cdot 26,6 \text{ грн} = 33,52 \text{ грн (на одну льотну годину).}$$

Вартість однієї льотної години без ПДВ з урахуванням очікуваного коефіцієнта рентабельності визначають за формулою:

$$B_{л.г} = S_{л.г} k_p, \quad (5.10)$$

де  $S_{л.г}$  – собівартість однієї льотної години, грн/год;  $k_p$  – коефіцієнт рентабельності (очікуваний прибуток авіа підприємства від виконання певного виду авіаційних робіт та послуг) брали 1,3. Вартість однієї льотної години без ПДВ дорівнює:

$$B_{л.г} = S_{л.г} k_p = 661,276 \cdot 1,3 = 859,7 \text{ грн.}$$

Результати розрахунку собівартості льотної години БПС М-7-В5 зведено в табл. 5.3.

**Результати розрахунку собівартості льотної години БПС М-7-В5**

№ з/п	Показник	Вартість, грн
1	Прямі матеріальні витрати	220,5
2	Прямі витрати на оплату праці	668,6
3	Внески до Пенсійного фонду	215,29
4	Внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування у зв'язку з тимчасовою втратою працездатності	10,1
5	Внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування на випадок безробіття	8,69
6	Внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування від нещасного випадку на виробництві	3,43
7	Амортизаційні відрахування від вартості основних засобів	1,65
8	Витрати на всі види ремонту, технічний огляд і технічне обслуговування парку ПС	0,016
9	Загальновиробничі витрати	161,72
10	Екологічний податок	0,27
11	Збір до Державного інноваційного фонду	16
12	Одноразовий податок на право власності ПС у разі його придбання	0,25
13	Аеропортові витрати	33,52
Разом		1340,04
Вартість льотної години без ПДВ, коефіцієнт рентабельності – 1,3		1742,05

За аналогічною методикою виконано розрахунок собівартості льотної години для пілотованого літака ЦА України НАРП-1 з екіпажем у складі КПС та другого пілота. Оплата їх праці аналогічна варіанту з БПС. Результати розрахунку подано в табл. 5.4.

Таблиця 5.4

**Результати розрахунку собівартості льотної години НАРП-1**

№ з/п	Показник	Вартість, грн
1	Прямі матеріальні витрати	804,5
2	Прямі витрати на оплату праці	668,6

Закінчення табл. 5.4

№ з/п	Показник	Вартість, грн
3	Внески до Пенсійного фонду	215,29
4	Внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування у зв'язку з тимчасовою втратою працездатності	10,1
5	Внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування на випадок безробіття	8,69
6	Внески на загальнообов'язкове державне соціальне страхування від нещасного випадку на виробництві	3,43
7	Амортизаційні відрахування від вартості основних засобів	1,65
8	Витрати на всі види ремонту, технічний огляд і технічне обслуговування парку ПС	0,016
9	Загальновиробничі витрати	161,72
10	Екологічний податок	0,27
11	Збір до Державного інноваційного фонду	16
12	Одноразовий податок на право власності ПС у разі його придбання	0,25
13	Аеропортові витрати	33,52
Разом		1924,04
Вартість льотної години без ПДВ, коефіцієнт рентабельності – 1,3		2501,25

Із розрахунків, наведених у табл. 5.3 та 5.4, добре видно, що за однакового коефіцієнта рентабельності 1,3, використання БПС М-7-В5 дешевше для авіакомпанії на величину, яка дорівнює:

$$2501,25 - 1742,05 = 759,2 \text{ грн.}$$

Річний вигравш від застосування БПС М-7-В5 порівняно з ПС НАРП-1 становить:

$$759,2 \text{ грн} \cdot 800 \text{ год} = 607\,363 \text{ грн.}$$

#### 5.4. Методика розрахунку собівартості льотної години безпілотних повітряних суден різних класів у Національному авіаційному університеті

Для успішного виконання технологічного процесу аерофотознімання (АФЗ) має бути передбачено такий склад комплексу:

- безпілотне повітряне судно;
- наземна станція керування БПС;
- засіб транспортування БПС з пункту базування у район виконання АФЗ (обладнаний автомобіль);
- наземний екіпаж у складі двох осіб.

На автомобілі розташовані допоміжні технічні засоби та запасні частини для БПС та НСК, паливно-мастильні матеріали (ПММ) та комплекти акумуляторних батарей, що заряджаються від автомобіля.

Щоб визначити собівартість виконання АФЗ із застосуванням БПС, також будуть включені середньостатистичні витрати, пов'язані з експлуатацією базового автомобіля.

Витрати транспортного підприємства можуть бути згруповані за статтями та елементами, наведеними в табл. 5.5 [8].

Таблиця 5.5

##### Групування витрат на транспорті

№ з/п	Стаття витрат	Елементи витрат	
1	Прямі матеріальні витрати	1	Матеріальні витрати
2	Прямі витрати на оплату праці	2	Витрати на оплату праці
3	Інші прямі витрати	3	Відрахування на соціальні заходи
4	Загальновиробничі витрати	4	Амортизація основних фондів і нематеріальних активів
5	Інші операційні витрати		

До статті розрахунку *Прямі матеріальні витрати* включається вартість усіх видів ПММ та інші, включно з транспортно-заготівельними витратами, використаними як безпосередньо на виконання перевезень (робіт, послуг), так і на технологічні операції в процесі підготовки рухомого складу до експлуатації (заряд акумуляторних батарей БПС); також сюди включено витрати ПММ на службово-допоміжний, навчально-тренувальний та невиробничий нальоти годин.

Для розрахунку за даною статтею необхідно визначити витрати ПММ на годину виробничого нальоту БПС згідно з технічними вимогами та льотними характеристиками, коефіцієнт невиробничих витрат палива та ціни на ПММ:

$$E_{\text{ПММ}} = (1 + K_{\text{нвр}})gC_{\text{ПММ}}, \quad (5.11)$$

де  $E_{\text{ПММ}}$  – прямі матеріальні витрати, грош. од./год;  $g$  – витрати палива на годину виробничого нальоту Б, кг/год;  $K_{\text{нвр}}$  – коефіцієнт невиробничих витрат палива на час виробничого нальоту;  $C_{\text{ПММ}}$  – ціна палива.

Для прикладу, орієнтовні витрати на одну годину роботи вантажно-пасажирського автомобіля «Мерседес Спринтер», згідно з даними з експлуатації вантажних автомобілів [9], становлять 2,8 дол. США, а в перерахунку на одну годину виробничого нальоту БПС маємо приблизно 30 дол. США/год.

Приклад розрахунків наведено в табл. 5.6.

Таблиця 5.6

#### Розрахунок прямих матеріальних витрат

Тип БПС	М-10 «Око 2»	М-6-3 «Жайвір»	М-7-В-5
Вартість, дол. США (станом на 13.09.2017)	28 000	44 500	300 000
Витрати палива на час виробничого нальоту згідно з ТТХ двигуна БПС (кг/год)	–	1,1	10
Додаткові невиробничі витрати палива на час виробничого нальоту (відсоток від виробничого нальоту)	–	10	10
Вид палива	електро	А-95	А-95
Ціна палива, дол. США/кг	–	1,01	1,01
Разом вартість пального за льотну годину, дол. США/год	–	1,21	20,2
Вартість обслуговування автомобіля	30,0	30,0	30,0
Разом витрат	30,0	31,21	50,2

До статті розрахунку *Прямі витрати на оплату праці* включаються всі витрати на виплату основної і додаткової заробітної плати працівникам, безпосередньо зайнятим здійсненням АФЗ, обчисленої за посадовими окладами, відрядними розцінками,

тарифними ставками згідно з діючими в університеті системами оплати праці, включно з будь-якими видами грошових і матеріальних доплат.

Відповідно до викладених правил пропонується розраховувати витрати на оплату праці інженерів із застосуванням авіації в галузях економіки (операторів), що припадають на годину виробничого нальоту БПС, за такою формулою:

$$E_{\text{зп}} = \sum_{i=1}^n H_{\text{зп}} t_{\text{вн}} + \sum_{i=1}^n D_i \Phi_{\text{рч}}, \quad (5.12)$$

де  $E_{\text{зп}}$  – прямі витрати на оплату праці, грош. од/год;  $i$  – номер оператора,  $i = \overline{1, n}$ ;  $H_{\text{зп}}$  – погодинна ставка оплати  $i$ -го оператора за одиницю виконаної роботи, грош. од./год;  $D_i$  – посадовий оклад  $i$ -го оператора, грош. од./год;  $\Phi_{\text{рч}}$  – фонд робочого часу, год/рік;  $t_{\text{вн}}$  – запланований виробничий наліт БПС, год/рік.

Розрахунки проводилися згідно з такими вхідними даними:

$$n = 2, H_{\text{зп}} = 2,0 \text{ дол. США/год}, D_i = 0,8 \text{ дол. США/год}, \Phi_{\text{рч}} = 1958 \text{ год/рік}, t_{\text{вн}} = 100 \text{ год/рік}.$$

Результати розрахунків показали, що прямі витрати на оплату праці для типів БПС, наведених у табл. 5.6, становили 55,33 дол. США/год.

До розрахунку статті *Інші прямі витрати* включаються:

1. Відрахування від витрат на оплату праці працівників, безпосередньо зайнятих виконанням АФЗ, а саме:

– внески до Пенсійного фонду, які становлять 22,0 % від суми фактичних витрат на оплату праці працівників. Для розглядуваного прикладу сума відрахувань від витрат на оплату праці працівників становитиме 12,17 дол. США/год для кожного типу БПС.

2. Суми амортизаційних відрахувань від вартості основних засобів КБПС, нарахованих згідно з порядком, нормами та умовами, встановленими чинним законодавством України.

Для використання в розрахунку розглядалися прямолінійний та податковий методи нарахування амортизації.

За прямолінійним методом річна сума амортизації визначається діленням вартості, яка амортизується, на строк корисного використання об'єкта основних засобів:

$$A = \frac{C_a}{T}, \quad (5.13)$$

де  $A$  – річна сума амортизаційних відрахувань, грош.од.;  $C_a$  – вартість, яка амортизується, грош.од.;  $T$  – очікуваний строк корисного використання об'єкта, років.

Вартість, яка амортизується, розраховується за формулою:

$$C_a = C_n - L, \quad (5.14)$$

де  $C_n$  – початкова вартість основного засобу, грош.од.;  $L$  – ліквідаційна вартість об’єкта, грош.од.

Університет застосовує норми і методи нарахування амортизації основних засобів, передбачені податковим законодавством.

Для цілей амортизації відповідно до Закону України «Про оподаткування прибутку підприємств» визначалося, до якої групи належать основні фонди (зокрема БПС) університету. Відповідно до цього закону та Державного класифікатора України «Класифікація основних фондів ДК 013-97» від 19.08.97 р., №507, БПС та інші повітряні судна належать до третьої групи основних фондів [10].

Згідно з внесеними змінами до Закону України «Про оподаткування прибутку підприємств» від 01.07.04 р. № 1957-IV (розд. «Перехідні положення»), Законом України «Про оподаткування прибутку підприємств» від 28.12.94 р. № 334/94-ВР *квартальні норми* амортизації основних фондів третьої групи становлять 6 % від балансової вартості основних фондів.

Однак у бухгалтерському обліку на відміну від податкового принципу нарахування амортизації здійснюється не в цілому по групі об’єктів основних засобів, а окремо по кожному об’єкту. Результати розрахунків наведено в табл. 5.7.

Таблиця 5.7

**Розрахунки амортизації на перший рік експлуатації КБПС  
(за розрахункового обсягу – 100 год нальоту на кожне БПС)**

Тип БПС, орієнтовна вартість	Т, років	За прямолінійним методом		За нормами податкового законодавства	
		Річна норма амортизації	А/100 год нальоту, дол. США/год	Норма амортизації (за квартал)	А/100 год. нальоту, дол. США/год
Літаковий, М-10 «Око 2», (28 000 дол. США)	2	50,00 %	125,0	6,00 %	67,2
Літаковий, М-6-3 «Жайвір» (44 500 дол. США)	3	33,33 %	120,0	6,00 %	106,8
Літаковий, М-7-В-5 (300 000 дол. США) (станом на 13.09.17)	6	16,66 %	483,33	6,00 %	–

3. Витрати на всі види ремонту, технічний огляд і технічне обслуговування парку КБПС.

Згідно зі статистичними даними, рекомендується для планових розрахунків враховувати витрати на ремонт та технічне обслуговування БПС у розмірі близько 10 % від амортизаційних відрахувань. Технічне обслуговування БПС «Око» передбачає також заміну елементів живлення (8500 грн на рік).

До статті також вносяться підготовка для виготовлення карт, а саме сітки горизонталей для місцевості, яку отримують за допомогою SRTM-даних про висоту поверхні Землі, отриманого із супутника. Виходячи із трудомісткості процесу картографічної прив'язки до місцевості, одна така операція коштує в межах 150 – 250 грн і виконується один раз для кожного поля, а потім зберігається в базі даних.

До статті калькуляції *Загальновиробничі витрати* включаються: витрати, пов'язані з управлінням та обслуговуванням виробничого процесу, які не передбачені в попередніх статтях. В університеті загальновиробничі витрати на утримання апарату управління виробництвом, оплату службових відряджень, технічне та інформаційне забезпечення управління виробництвом становлять 15 % від прямих витрат; витрати на компенсацію оплати комунальних послуг, енергоносіїв складають 5,3 % від загальної вартості.

Обов'язкові витрати пов'язані з виплатами, передбаченими законодавством:

- збір щодо страхування ризиків;
- страхування авіаційного КАСКО – 40 % від собівартості;
- страхування авіаційної відповідальності перед третіми особами – 2000,0 грн для кожного БПС.

Окремо також взяте ПДВ, а саме 20 % від загальної вартості.

У табл. 5.8 наведені результати розрахунків планової собівартості льотної години щодо виконання АФЗ із застосуванням КБПС для НАУ.

Таблиця 5.8

**Результати розрахунків собівартості виконання АФЗ, дол. США/год  
(100 год нальоту на кожний БПС)**

Тип БПС у КБПС	Прямі матеріальні витрати	Прямі витрати на оплату праці	Інші прямі витрати	Загальновиробничі витрати	ПДВ	Разом по КБПС
Літаковий, М-10 «Око 2»	30,0	55,33	90,1	204,57	76,0	456,0

Тип БПС у КБПС	Прямі матеріальні витрати	Прямі витрати на оплату праці	Інші прямі витрати	Загальновиробничі витрати	ПДВ	Разом по КБПС
Літаковий, М-6-3 «Жайвір»	31,21	55,33	130,3	305,16	104,4	626,4
Літаковий, М-7-В5	50,2	55,33	150	330	585,5/ ПДВ- 117.1	702,6

*Приклад розрахунку собівартості виконання АФЗ на 1 км<sup>2</sup> площі.*

Для висоти 300 м (БПС М-10-2 «Око»).

Кути зору фотоапарата «Canon» IXUS 220 HS:

- поперек – 50°;
- вздовж – 38°.

Розмір знімка на землі:

- вздовж – 200 м;
- поперек – 260 м.

Крейсерська швидкість БПС М-10-2 «Око» – 21 м/с (75 км/год).

Годинна продуктивність (смуга завширшки 210 м: перекриття поперек 20 %):

$$P_{\text{год}} = 75 \text{ км/год} \cdot 0,21 \text{ км} = 15,75 \text{ км}^2/\text{год}.$$

Ураховуючи розвороти:  $15,75 \text{ км}^2/\text{год} \cdot 0,7 = 11 \text{ км}^2/\text{год}.$

Поздовжнє перекриття знімків: 20 %.

Потреба у кількості знімків:

$$K_{\text{зн}} = 75 \text{ км} / (0,2 \text{ км} \cdot 0,8) = 469 \text{ знімків}.$$

За собівартістю однієї льотної години М-10-2 «Око»:

$$456 \text{ дол. США} / 11 \text{ км}^2 = 41,5 \text{ дол. США} / \text{км}^2.$$

Для висоти 500 м (М-6-3 «Жайвір»).

Кути зору фотоапарата «Canon» IXUS 220 HS:

- поперек – 50°;
- уздовж – 38°.

Розмір знімка на землі:

- вздовж – 340 м;
- поперек – 466 м.

Крейсерська швидкість БПС М-6-3 «Жайвір» – 33,3 м/с (120 км/год).

Годинна продуктивність (смуга завширшки – 466 м: перекриття поперек 20 %):

$$P_{\text{год}} = 120 \text{ км/год} \cdot 0,372 \text{ км} = 44,64 \text{ км}^2/\text{год}.$$

Враховуючи розвороти:  $44,64 \text{ км}^2/\text{год} \cdot 0,7 = 31,25 \text{ км}^2/\text{год}.$

Поздовжнє перекриття знімків: 20 %.

Потреба у кількості знімків:

$$K_{\text{зн}} = 120 \text{ км} / (0,34 \text{ км} \cdot 0,8) = 441 \text{ знімків}.$$

За собівартістю однієї льотної години М-6-3 «Жайвір»:

$$626,4 \text{ дол. США} / 31,25 \text{ км}^2 = 20,04 \text{ дол. США} / \text{км}^2.$$

### Список використаних джерел

1. Портников Б. А. Критерии технико-экономической эффективности авиационной специализированной системы. *Вестник Оренбургского государственного университета*. № 5. Май 2007. [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: [www.osu.ru](http://www.osu.ru).
2. Кулаев Ю. Ф., Щелкунов В. И. Экономика гражданской авиации Украины. К.: Феникс, 2010. 736 с.
3. Костромина Е. В. Экономика авиакомпании в условиях рынка. М.: НОУ ВКШ «Авиабизнес» 1999. 209 с.
4. Юн Г. М., Михайлов Г. М., Матійчик М. П. Економічна ефективність захисту рослин за допомогою безпілотних літальних апаратів: зб. наук. праць Київського університету економіки і технологій транспорту. Сер. Економіка і управління. Вип. №9. 2007. С. 175–181.
5. Руководство по летной эксплуатации самолета НАРП-1. Интернет-ресурс: [emaasterix.weebly.com](http://emaasterix.weebly.com). Режим доступу до джерела: [www.eumaasterix.weebly.com](http://www.eumaasterix.weebly.com)» [rukovodstvo-po-letnoj-ekspluatacii-narp-1](http://rukovodstvo-po-letnoj-ekspluatacii-narp-1).
6. Деревянко В. С. Применение авиации в отраслях экономики. Краснодар: Сов. Кубань, 2002. С 13–28.
7. Управління проектами авіації спецпризначення: методичні рекомендації до виконання курсової роботи / уклад. О.Є. Соколова. К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-Друк», 2011. 36 с.
8. Методичні рекомендації з формування собівартості перевезень (робіт, послуг) на транспорті, затвержені наказом Міністерства транспорту України від 05.02.2001 за № 65.
9. Автомобиль на предприятии: от приобретения до ликвидации. Ж. Семенченко, В. Кузнецов, М. Бойцова, О. Андрусь. 10-е изд., перераб. и доп. Х.: Фактор, 2008. 447 с.
10. ДК 009:2005. Національний класифікатор України. Класифікація видів економічної діяльності. Наказ Держспоживстандарту України від 26.12.2005 р. № 375. Чинний від 01.04.2006 р.

## Розділ 6. ПЕРСПЕКТИВНІ ПРОЄКТИ БЕЗПІЛОТНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН НАЦІОНАЛЬНОГО АВІАЦІЙНОГО УНІВЕРСИТЕТУ

### 6.1. Обґрунтування та проєктні параметри опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака (проєкт)

У зв'язку зі значними змінами у засобах автоматичного літаководіння, а саме забезпечення надійного супроводу всіх відомих режимів польоту цивільних ПС, їх максимального наближення до схвалення в цивільній авіації, на сьогодні сформувався передумови для вирішення «зовнішнього» та «внутрішнього» завдань щодо чергового «переозброєння» парку ПС досконалішими [1].

Перспективним і привабливим, з погляду собівартості перевезень та, зокрема, собівартості льотної години, є ринок авіації місцевих повітряних ліній (МПЛ); вагова категорія літаків – нормальна до 5,7 т. Дані повітряні судна забезпечують перевезення до 9-ти пасажирів + 2-а пілоти.

Успішному вирішенню завдання «переозброєння» парку ПС МПЛ сприятимуть:

- значні успіхи в широкому застосуванні одно- та багатоспрямованих полімеркомпозитів у конструкції ПС;
- наявність в Україні сертифікованого авіаційного двигуна AI-450C (*серт. TD0070*), придатного для застосування на літаках даної категорії;
- наявність та попередні домовленості з європейськими виробниками 3-резервованого бортового контролера та відповідних сервомеханізмів; дані виробники готові взяти участь у сертифікації та належному супроводі опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака (*англ. OPV – Optionally Piloted Vehicle*);
- наявність в Україні досвіду та відповідних виробничих потужностей із замкненим циклом розроблення, випробувань, виробництва та супроводу літаків місцевих повітряних ліній ЦА.

#### **Підстава для активування проєкту опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака**

Відомо, що сучасний ринок «чистих» БПС (винятково безпілотних повітряних суден) є мінливим і активується переважно у випадку військових дій. Тому швидкі та регулярні продажі Україною «безпілотника», навіть кращого за RQ-9, малоімовірні, внаслідок «закритості» військової теми у світі, складності її реалізації на практиці експлуатантом (невідомий персонал, наземна станція керування, складне обслуговування тощо). Для доведення проєкту «чистого» БПС до стану продажів потрібен значний час

(приблизно 4-6 років), що пов'язано зі значною витратою коштів і боротьбою з корпораціями провідних країн, які давно відомі на ринку «чистих» БПС і міцно його утримують.

У випадку, коли витрати на проєкт визначені та схвалені, на сьогодні доцільним є створення опціонально-пілотованого літака (перетворюваного, конвертованого), коли планер та СУ будуть єдиними для цілого сімейства літаків як пілотованих, так і безпілотних. Виробник при цьому може суттєво знизити ризики відсутності продажів продукції: у випадку попиту на пілотовану, звичайну модифікацію, встановлюються пости керування для пілотів. Конвертування в безпілотну модифікацію відбувається так: на планер літака разом із СУ встановлюється обладнання для «безлюдних» польотів. Уніфікація по планеру та СУ при «конвертуванні» може досягати 90-95 %.

Першим кроком у даному проєкті є розроблення та випробування пілотованого двомоторного вантажного літака нормальної категорії. Це дасть змогу реально просувати проєкт загалом та демонструвати потенційним замовникам його основну перевагу – наявність безпілотного режиму. Зі збільшенням «авторитету» даного борту та готовності авіаційних властей сертифікувати безпілотне повітряне судно ринок збуту поступово розширюватиметься [2]. Через це для «піонерського» виробника виникає можливість задавати тон на новому ринку та відповідно отримувати додаткову комерційну вигоду.

З огляду на перспективність на світовому ринку розвитку літаків місцевих авіаліній було проведено аналіз стану даного сегменту з точки зору типів ПС для МПЛ, їх років випуску та країн-експлуатантів. Результати аналізу зведені в табл. 6.1.

Таблиця 6.1

**Розповсюдженість на світовому ринку деяких типів літаків місцевих авіаліній**

№ з/п	Тип ПС МПЛ	Роки випуску	Випущено одиниць	Експлуатанти (вибірково)	Модифікації	Вартість од. (млн дол. США)	Вартість, л. год.
1	L 410	1969-2016	1200	Росія, Лівія, Чехія	Цивільні	н/д	н/д
2	Ан 28	1983-1998	198	Україна, Росія, Гвінея, Мадагаскар	Цивільні/військові	н/д	н/д
3	Dornier Do 228	1981-1998	270	Бангладеш	Цивільні/військові	н/д	н/д
4	Вікінг Твін 400 DH-6	1965-2008	800	Бенін	Цивільні/військові	6,5	н/д

Закінчення табл. 6.1

№ з/п	Тип ПС МПЛ	Роки випуску	Випущено одиниць	Експлуатанти (вибірково)	Модифікації	Вартість од. (млн дол. США)	Вартість, л. год.
5	AR.68TP-600 A-Viator	2011 по д.ч.	431	США, Німеччина, Австралія та ін.	Цивільні/військові	2,6	800 – 900 EUR
6	Evector	2010 по д.ч	29	Чехія, Росія	Цивільні	2	н/д
7	P2012 Traveller	2011 по д.ч	У даний час 277; план 1150 до 2028 р.	США, Німеччина, Австралія та ін.	Цивільні/військові	2,3	н/д
8	PA-31-350 Chieftain	1973 – 1983	3500	США, Канада, Бразилія	Цивільні/військові	н/д	н/д
9	Embraer EMB-820	1975 – 1983	156	США, Канада, Бразилія	Цивільні/військові		
10	Piper PA-31T Cheyenne	1969 по (н/д)	823	США, Канада, Бразилія	Цивільні/військові	н/д	н/д
11	Beechcraft B65 Queen Air	1960 – 1978	930	США, Канада, Бразилія, Колумбія, Алжир та ін.	Цивільні/військові	0,6	н/д

**Техніко-економічний аспект застосування в майбутньому  
безпілотних вантажних літаків**

Додаткову вартість, яку можна буде отримати від застосування безпілотних літаків залежно від віддалі транспортування та кількості перевезеного за тиждень вантажу (тонн), подано на моделі рис.6.1.

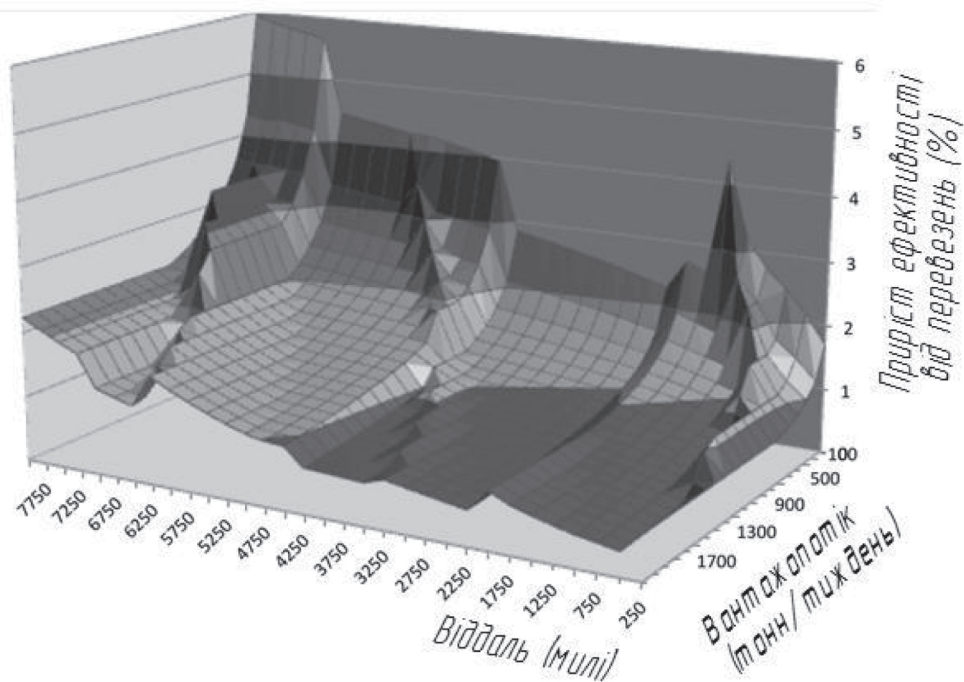


Рис. 6.1. Модель отримання додаткової вартості від застосування безпілотних літаків на перевезенні вантажів

Згідно з даною моделлю, пік (6 %) приросту ефективності від перевезень вантажів безпілотними літаками (стосовно пілотованих) знаходиться на віддальх 6700 – 7750 миль та кількості перевезених за тиждень вантажів близько 100 тонн. На віддальх приблизно 1250 миль та кількості вантажів 500 тонн ефективність від застосування збільшиться лише на 4 % [3].

**Практична реалізація літаків OPV у світі.** Розроблення та впровадження у практику літаків OPV набули інтенсивності наприкінці 80-х років XX ст. у зв'язку з розвитком та мініатюризацією обчислювачів та інших складових автоматики для забезпечення літаководіння. Приклади деяких літаків, що могли трансформуватися з пілотованих у безпілотні та навпаки, наведено в табл. 6.2.

Таблиця 6.2

**Практична реалізація літаків OPV у світі за період 1993–2013 рр.**

Пілотований літак	Безпілотний літак	Рік випуску ПС
Raptor D-1	Raptor D-2	1993
J-5 Marco	BAE Systems Herti	2004
Stemme ASP S15	SAGEM Patroller	2009
DA42 Twin Star	Dominator XP	2010
AHRLAC	N G, Firebird	2011
Stemme SK 202 A	Stemme SK 202 B	2013

Також на сьогодні реалізовані проекти Surveyor 2500, Viper 1000C, TARGUS та ін. Як приклад можна навести сучасне перетворення (конвертування) літака Tecnam P2006T Twin у БПС TARGUS (рис.6.2 та 6.3).



Рис. 6.2. Пілотований літак Tecnam P2006T Twin (Італія)



Рис. 6.3. Безпілотне повітряне судно TARGUS (Іспанія)

**Критичні компоненти опціонально-пілотованого повітряного судна.** До критичних компонентів опціонально-пілотованого повітряного судна належать бортовий контролер, двигуни та виконавчі сервомеханізми.

Приклад сучасної бортової авіоніки (бортового контролера), що забезпечує застосування будь-якого режиму пілотування літака, розглянуто в роботі [4].

Зовнішній вигляд сучасного бортового контролера «Х-КІТ» подано на рис.6.4.



Рис. 6.4. Зображення контролера «X-KIT» для перетворення пілотованого літака в опціонально-пілотований (пілотований у безпілотний та навпаки)

### **Загальні характеристики сучасного бортового контролера «X-KIT» повітряних суден OPV (опціонально-пілотованих літаків/вертольотів)**

#### **Функціональність:**

- цілком автоматизовані зліт та посадка (ATOL);
- керування комунікаціями LOS та BLOS;
- політ з надзвичайною тривалістю;
- керування електричними системами (шасі, ступки, гвинт змінного кроку тощо).

#### **Критично висока безпека контролера:**

- комплексне резервування в масштабах усієї системи;
- системи інтеграції у повітряний простір (транспондери, радіо для УПР тощо);
- програмовані дії на випадок надзвичайних ситуацій.

#### **Гнучка архітектура програмного забезпечення:**

- підтримує літаки з нерухомим і поворотним крилами;
- застосовується майже для будь-якого типу ПС;
- містить широкий спектр сторонніх (периферійних) систем.

#### **Використання контролера для існуючих пілотованих ПС:**

- економічно вигідна альтернатива розвитку цивільної авіації;
- шлях розвитку авіації щодо зниження ризиків;
- збереження статусу ПС під час сертифікації.

#### **Простота установки контролера:**

- швидке перетворення у пілотований/безпілотний залежно від стану ринку;
- використання наявних ресурсів обслуговування (як для звичайного ПС);
- просте повернення до оригінального ПС.

Як силову установку опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака пропонується встановити два двигуни AI-450C виробництва підприємства «Мотор Січ» (розробник КБ «Прогрес») [5].

Двигун авіаційний AI-450C (рис.6.5) має сертифікат льотної придатності TD0070. Він призначений для встановлення на літаки і на сьогодні вже експлуатується на літаках Ан-148, DART-450 та УТЛ-450.



Рис. 6.5. Турбогвинтовий двигун авіаційний AI-450C (загальний вигляд)

### **Технічні характеристики двигуна AI-450C**

#### **Маса та габарити**

Суха маса, кг - 103

Довжина, мм - 1085

Ширина, мм - 536

Висота, мм - 515

#### **Експлуатаційні характеристики**

Злітна потужність, к.с. - 465

Крейсерська потужність, к.с. - 300

Надзвичайний режим, к.с. - 495

Ресурс, год - 12 000

Компресор - одноступеневий, відцентровий

Турбіна - надзвукова одноступенева

Керування - електронне FADEC, двоканальне з додатковим гідромеханічним резервним каналом

Витрата повітря, кг/с - 1,72

Питома витрата палива, кг/кГс (к.с.)·год - 0,297

**Стисла характеристика модифікацій опціонально-пілотованого  
вантажно-пасажирського літака масою 4000 кг**

Загальним для різних модифікацій опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака масою 4000 кг є його уніфікований планер та силова установка. За таких умов підприємство-виробник отримує значні переваги на авіаційному ринку у вигляді збільшення продажів вироблених літаків за рахунок диверсифікації модифікаціями: у випадку зменшення продажів пілотованої версії, на уніфікований планер із силовою установкою встановлюється необхідний польотний контролер і повітряне судно продається як безпілотне. У даному контексті можна розглянути і зворотну операцію. У табл. 6.3 наведено порівняння функціональних можливостей пілотованої та безпілотної модифікацій опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака масою 4000 кг.

*Таблиця 6.3*

**Порівняння функціональних можливостей пілотованої та безпілотної модифікацій  
опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака масою 4000 кг**

Пілотоване ПС	Безпілотне ПС
Пасажирське; 9 пасажирів, 2 пілоти	-
Транспортне - максимальне комерційне навантаження до 1200 кг; на літаку встановлюються знімний транспортер і тельфер	Транспортне - максимальне комерційне навантаження до 1600 кг; на літаку встановлюються знімний транспортер і тельфер
Санітарне - 6 носилок із хворими, 8 сидячих місць та одне місце для медпрацівника	-
Десантне - для навчання парашутистів і десантування до 10 осіб	-
Патрульне - екіпаж з 4-х осіб	Патрульне без екіпажу та з відповідним ЦН
Штабне, цивільного та військового призначення	-
Пасажирське ПС з VIP-салонем	-
Розвідувальне, військового призначення	Розвідувальне, військового призначення
Навчально-тренувальне	Навчально-тренувальне для відпрацювання відповідних процедур, що стосуються БПС

На рис. 6.6 подано проєкції опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака зі стартовою масою 4000 кг, а на рис. 6.7 - проєкції «вигляд збоку» його основних модифікацій.

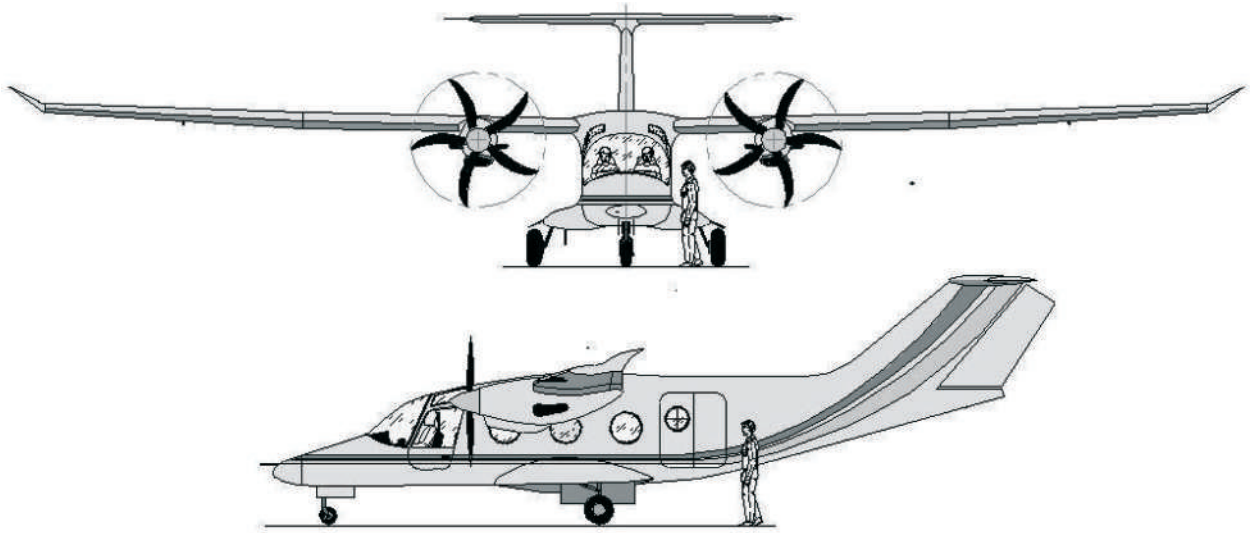


Рис. 6.6. Проекції опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака зі startовою масою 4000 кг

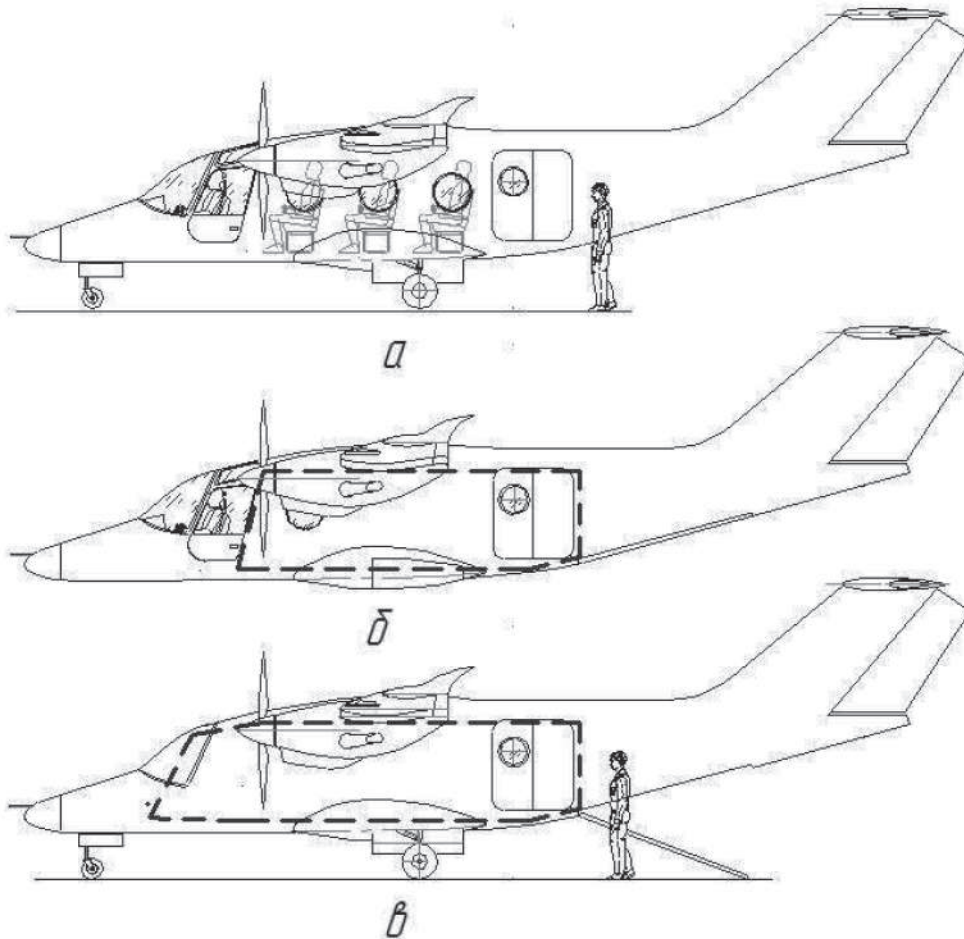


Рис.6.7. Модифікації опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака зі startовою масою 4000 кг; штриховою лінією позначений контур вантажного відсіка: *а* – пасажирська, пілотована модифікація М4000П; *б* – вантажна, пілотована модифікація М4000Т; *в* – безпілотна вантажна модифікація М4000Т-БПС

Проектні ТТХ та ЛТХ у першому наближенні для опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака зі стартовою масою 4000 кг наведені в табл. 6.4.

Таблиця 6.4

**Загальні проєктні ТТХ та ЛТХ опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака зі стартовою масою 4000 кг**

Параметр	Величина
<b>Геометричні характеристики</b>	
Розмах крила, м	20,87
Площа крила, м <sup>2</sup>	27,5
Довжина, м	13,4
Висота, стоянка, м	4,3
Маса стартова, кг	4000...4200
<b>Масові характеристики</b>	
Комерційне навантаження пілотованої вантажної модифікації, кг	1200
Комерційне навантаження безпілотної вантажної модифікації, кг	1600
Тип двигунів/модель	ТГВД/AI-450C
<b>Вантажний відсік</b>	
Довжина, м	4,7
Ширина максимальна, м	1,2
Ширина мінімальна, м	0,98
Висота максимальна, м	1,37
Висота мінімальна, м	1,2
Повний об'єм, м <sup>3</sup>	8,7 у пілотованому, коли є кабіна
Повний об'єм, м <sup>3</sup>	10,0 у безпілотному, коли немає приміщення кабіни
<b>Льотно-технічні характеристики</b>	
Тривалість польоту, год	6...8
Крейсерська швидкість, км/год	320
Максимальна швидкість, км/год	420-450
Віддаль безпосадкового перельоту, км	1800
Максимальна висота польоту, м	5500-6500

**Техніко-економічна оцінка реалізації проєкту опціонально-пілотованого  
вантажно-пасажирського літака зі стартовою масою 4000 кг**

Реалізація проєкту розраховується на три роки. Згідно з Part-21 (п.2.A.17.2b), за вказаний час повітряне судно повинно пройти відповідні сертифікаційні процедури та отримати сертифікат типу ПС [6]. Загальна сума витрат за даний період становить приблизно 20 млн дол. США (табл. 6.5).

Як видно з таблиці, найбільші витрати заплановано на, власне, створення проєкту літака та на його випробування. Достатньо значущі витрати заплановано на технологічне оснащення, особливо щодо композитних матеріалів.

*Таблиця 6.5*

**Орієнтовний розподіл коштів (за статтями) для реалізації проєкту  
опціонально-пілотованого вантажно-пасажирського літака зі стартовою масою 4000 кг**

№ з/п	Статті витрат	Відсоток від суми	
		Модифікація ПС	
		ПС	БПС
1	Розроблення літака	44	38
2	Адміністративні витрати	0,5	0,5
3	Випробування та сертифікація	14,5	14,5 (+6)
4	Розроблення проєкту виробництва та планування цехів	1	1 + 1
5	Оснащення цеху складання літаків	4,5	4,5-1
6	Оснащення цеху виготовлення композитних деталей	3	3
7	Обладнання складального цеху	4	4
8	Стенди та спеціальне (технологічне) оснащення складального цеху	12	12
9	Обладнання цеху складання композитних вузлів	4	4
10	Стенди та спеціальне (технологічне) оснащення цеху складання композитних вузлів	12	12
11	Офісна та обчислювальна техніка	0,5	0,5
12	Загальна сума коштів для реалізації проєкту, млн дол. США	~ 20	
13	Витрати часу на розроблення та сертифікацію транспортної модифікації ПС, роки	3	

## 6.2. Двомоторний багатоцільовий конвертоплан КМ-3 «Кубок» (проект)

Мета проєкту – створення та сертифікація багатоцільового конвертоплана зі стартовою масою 3500...4500 кг. Дана вагова категорія вважається перспективною, оскільки ринкові ніші конвертопланів 7500...27 000 кг вже зайняті виробами V-22 та AW-609. Конвертоплан КМ-3 «Кубок» може бути застосований на територіях зі слабо розвиненою мережею аеродромів для забезпечення швидкостей руху, які зіставні з швидкостями руху літаків місцевих авіаліній та забезпечення зльотів/посадок без наявності ЗПС аеродрому. Експлуатантами корисної моделі можуть бути як цивільні авіакомпанії, так і державні структури.

Водночас відомо, що цивільна складова на ринку конвертопланів на сьогодні відсутня. Отже, раннє демонстрування нової пропозиції на даному, технологічно складному ринку АТ, надає розробникам та виробникам перевагу та дозволяє їм ще до випуску товарної продукції скористатися коштами попередніх замовників.

Згідно з ДСТУ.3974-2000, на сьогодні проєкт знаходиться на стадії «Технічна пропозиція».

Прийняті основні технічні рішення щодо компонування, силових установок, конструктивно-силової схеми та інші технічні рішення. За результатами робіт отримано патенти №86553, № 94184, № 105751 (2016) та №139703 (2019).

Також розроблено бізнес-план на зразок конвертоплана, розрахований на сім років. Наразі визначені ринки, підприємства-постачальники компонентів, періодичність надходження коштів, терміни початку/завершення заходів щодо розроблення, виготовлення, проходження льотних випробувань та сертифікації зразка. Кошторисна вартість розроблення в межах 40-45 млн дол. США. Ймовірна вартість серійного зразка – в межах 6-8 млн дол. США.

З погляду практичної реалізації, єдиним конвертопланом, впровадженим на сьогодні у структуру Корпусу морської піхоти та сил спецоперацій США, є конвертоплан Bell V-22 «Osprey» [7]. Злітна маса його різних модифікацій коливається в межах від 23 т до 27,5 т, а маса комерційного навантаження – від 4,54 т до 6,14 т. Bell V-22 «Osprey» не застосовується в цивільній авіації та відповідно не проходив сертифікацію типу ПС. Сфера його застосування – силові структури державної авіації, де комерційна віддача знаходиться на другому плані.

Стосовно технічних рішень, конвертоплан V-22 «Osprey» має головний недолік – силові установки – газотурбінні двигуни, які під час посадки повертаються випускними трубами донизу. Це створює небезпеку для персоналу та пасажирів на стоянці, оскільки гарячі

випускні гази знаходяться в безпосередній близькості від маршрутів завантаження/розвантаження вантажів та маршрутів руху пасажирів.

Даного недоліку не має нова розробка підприємства Bell – конвертоплан Bell V-280 «Valor» [8]. Поворотні повітряні гвинти та нерухомі силові установки забезпечують відведення гарячих газів поза маршрутами руху вантажів та пасажирів. Однак відомо, що V-подібне хвостове оперення, яким він оснащений, розвиває більш шкідливі крутні моменти на хвостову балку, ніж традиційне оперення, що негативно вплине на ресурсні показники планера конвертоплана. Крім того, корисний об'єм, який міститься в порожнинах оперення даного типу, технічно досить складно інтегрувати в корисний об'єм фюзеляжу, як це зазвичай прийнято у випадку традиційного оперення.

Конвертоплан англо-італійського підприємства «Aqusta Westland» під назвою «Bell-Aqusta 609» є цивільним повітряним судном поперечної схеми з силовими установками, розташованими на кінцях крил, та повітряними гвинтами, що повертаються разом з ними [9]. Дана обставина є істотним недоліком, оскільки конвертоплан «Bell-Aqusta 609» розробляється для комерційного, цивільного ринку; відповідно гарячі гази від двигунів на стоянці будуть створювати небезпеку для персоналу та пасажирів. Водночас фюзеляж вказаного конвертоплана має круглий переріз, що не дозволяє оптимально використати його внутрішній об'єм.

Багатоцільовий двомоторний конвертоплан КМ-3 «Кубок» складається з фюзеляжу 1 (рис.6.8, а), у носовій частині якого розташовано кабіну пілотів 2 та приймач повітряного тиску 3 [10]. Подовжена хвостова балка 4 інтегрована з вертикальним оперенням 5, на якому встановлено кермо повороту 6. Зверху вертикального оперення закріплене горизонтальне оперення 7, яке має незначну V-подібність. Двомоторний конвертоплан на стоянці спирається на передню опору шасі 8, яка оснащена парою коліс. Головне шасі 9 оснащено опорами, які мають по одному колесу. З боків фюзеляжу, в його нижній частині встановлені бокові спонсони 10, у які ховаються опори головного шасі. У положенні конвертоплана «стоянка» площини повітряних гвинтів 11 повернуті в горизонталь, поворотні вихідні вали редукторів 12 знаходяться вертикально, а силові установки 13 разом з редукторами (вхідним валом, корпусом редуктора та набором зубчастих коліс) залишаються нерухомими. Позицією «А» позначений напрямок руху гарячих газів з випускного пристрою газотурбінного двигуна.

У горизонтальному польоті (рис. 6.8, б) поворотні вихідні вали редукторів встановлюються в горизонтальне положення (поз.14), а площини повітряних гвинтів повертаються вертикально. Силові установки разом з редукторами (вхідним валом, корпусом та набором зубчастих коліс) у горизонтальному польоті, як і на стоянці, також

залишаються нерухомими. В горизонтальному польоті передня та головні опори шасі ховаються у фюзеляжну нішу та в бокові спонсони відповідно (поз.15).

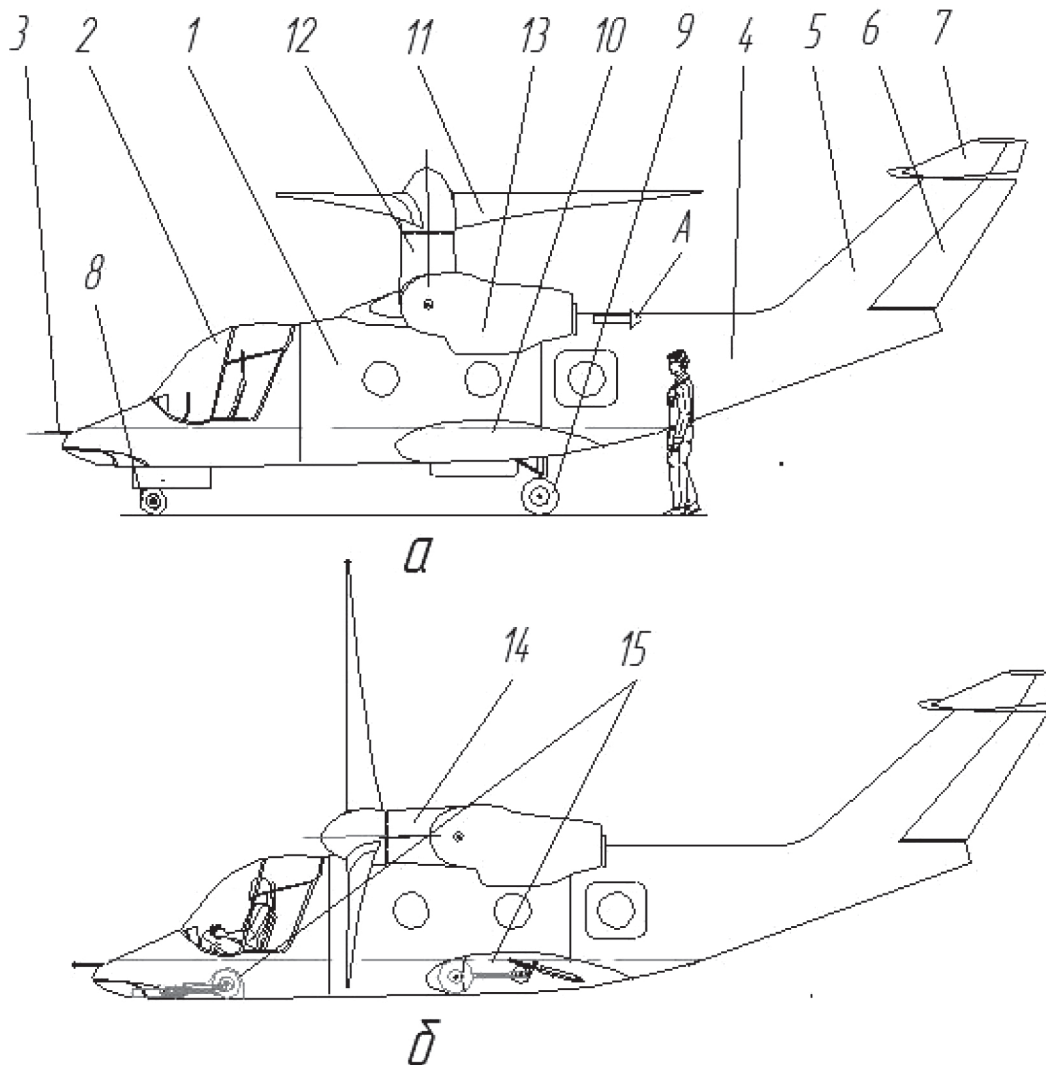


Рис.6.8. Проекції «бік» багатоцільового двомоторного конвертоплана на стоянці та в польоті

Конвертоплан оснащений крилом 16, що має зворотну стрілоподібність (рис. 6.9). Дане рішення, зокрема, забезпечує зменшення ризиків від імовірного зіштовхування лопатей гвинта з крилом.

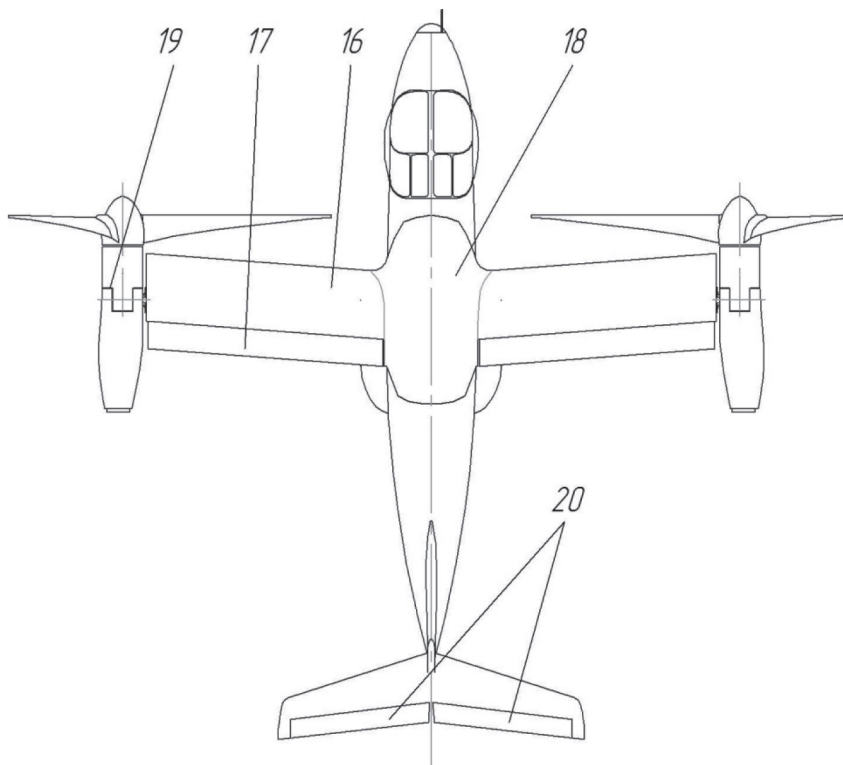


Рис. 6.9. Проекція «верх» багатоцільового двомоторного конвертоплана (повітряні гвинти в положенні горизонтального польоту)

На крилі встановлені елерони 17, які є органами поперечного керування в горизонтальному польоті в режимі «літак». Крило з фюзеляжем аеродинамічно об'єднані обтічником 18, який слугує для зменшення шкідливих опорів, що виникають у місці спряження фюзеляжу та крила, яке встановлене зверху нього. Позицією 19 позначено контур шарніра повертання вихідного вала з положення «режим вертольота» в положення «режим літака». На горизонтальному оперенні розташовані розділені керма висоти 20, які відхиляються синхронно. Повітрозабірник двигуна 21 розміщений знизу мотогондоли (рис.6.10) та повернутий у бік набігаючого потоку повітря.

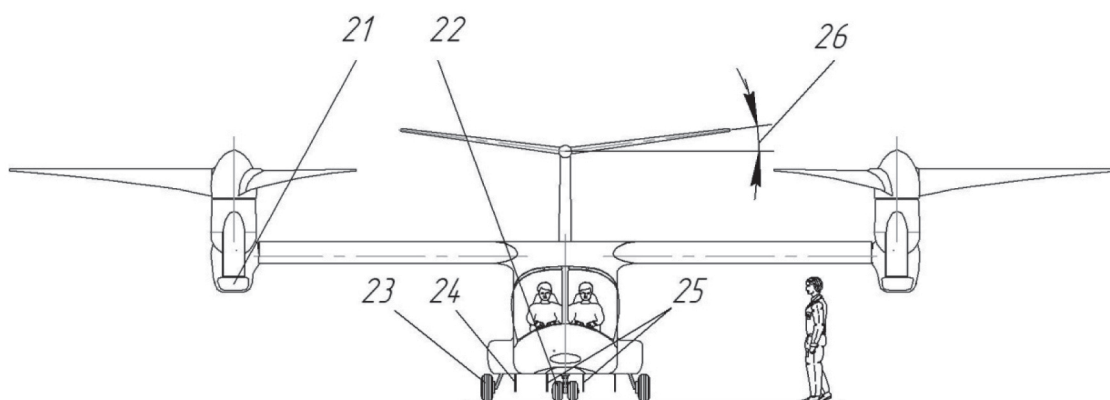


Рис. 6.10. Проекція «перед» багатоцільового двомоторного конвертоплана на стоянці

Позицією 22 позначено спарені колеса передньої опори шасі, які при хованні в нішу фюзеляжу закриваються стулками 25. Колесо шасі 23 головної опори ховається в боковий спонсон та закривається стулкою 24. Горизонтальне оперення при вигляді спереду має невеликий кут поперечного «V» (поз. 26).

На рис. 6.11 показані характерні положення конвертоплана під час обтискання його шасі. Зокрема на рис. 6.11, а показане положення шасі, яке обтиснуто на 100 %; даний випадок виникає в результаті торкання майданчика з перевантаженням, що властиве для режиму «вертоліт».

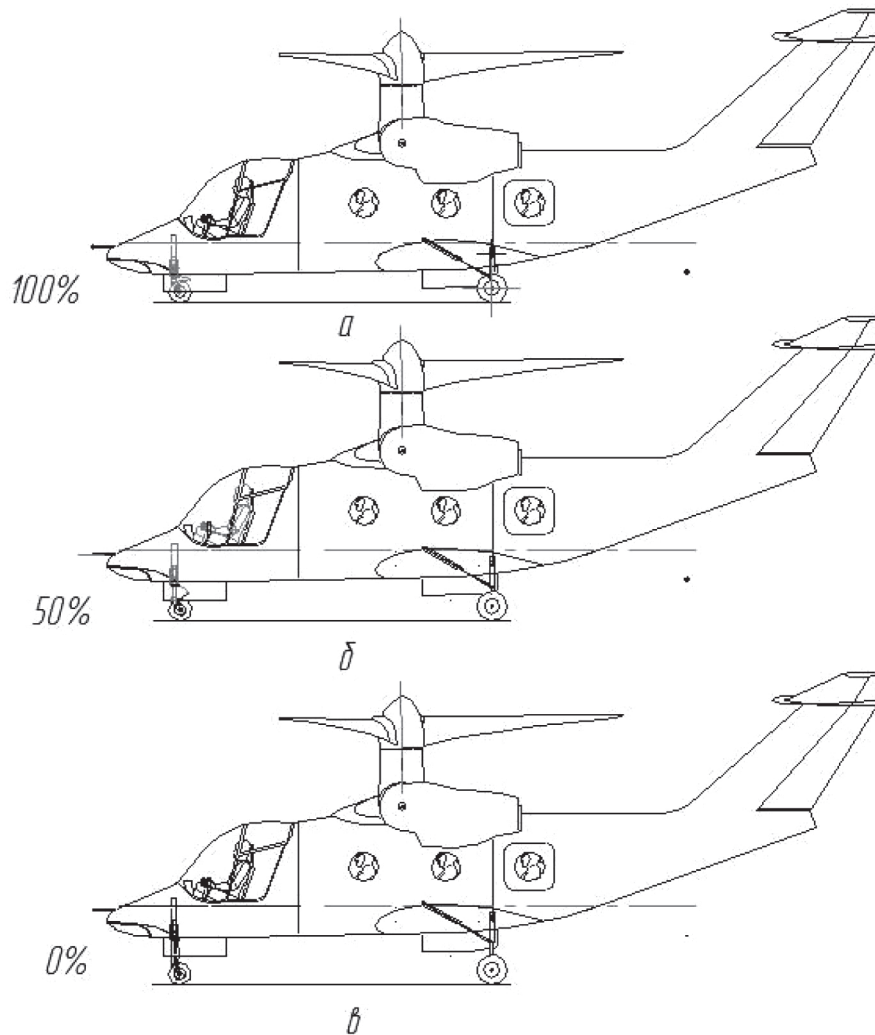


Рис. 6.11. Ступені обтискання шасі багатоцільового двомоторного конвертоплана

Обтискання на 50 % характерне для повністю завантаженого конвертоплана на стоянці (рис. 6.11, б). Обтискання з виведенням амортизаторів «до обмежника» (0 %) властиве для моменту відривання конвертоплана від поверхні майданчика в режимі «вертоліт» (рис. 6.11, в).

На рис. 6.12 зображені модифікації конвертоплана. Багатоцільовий конвертоплан може пропонуватись у повністю пасажирському варіанті, для цього він (рис. 6.12, *a*) обладнаний пасажирськими кріслами 27 для розміщення пасажирів за формулою 2 + 2 + 1, тобто два перших ряди крісел здвоєні, а третій – одинарний. Для входу/виходу пасажирів по правому борту конвертоплана розташовано двері 28, а для аварійного покидання додатково по лівому борту встановлено двері 29 для аварійного покидання конвертоплана. Контуром (поз. 30) позначено об'єм, який може займати додатковий вантаж.

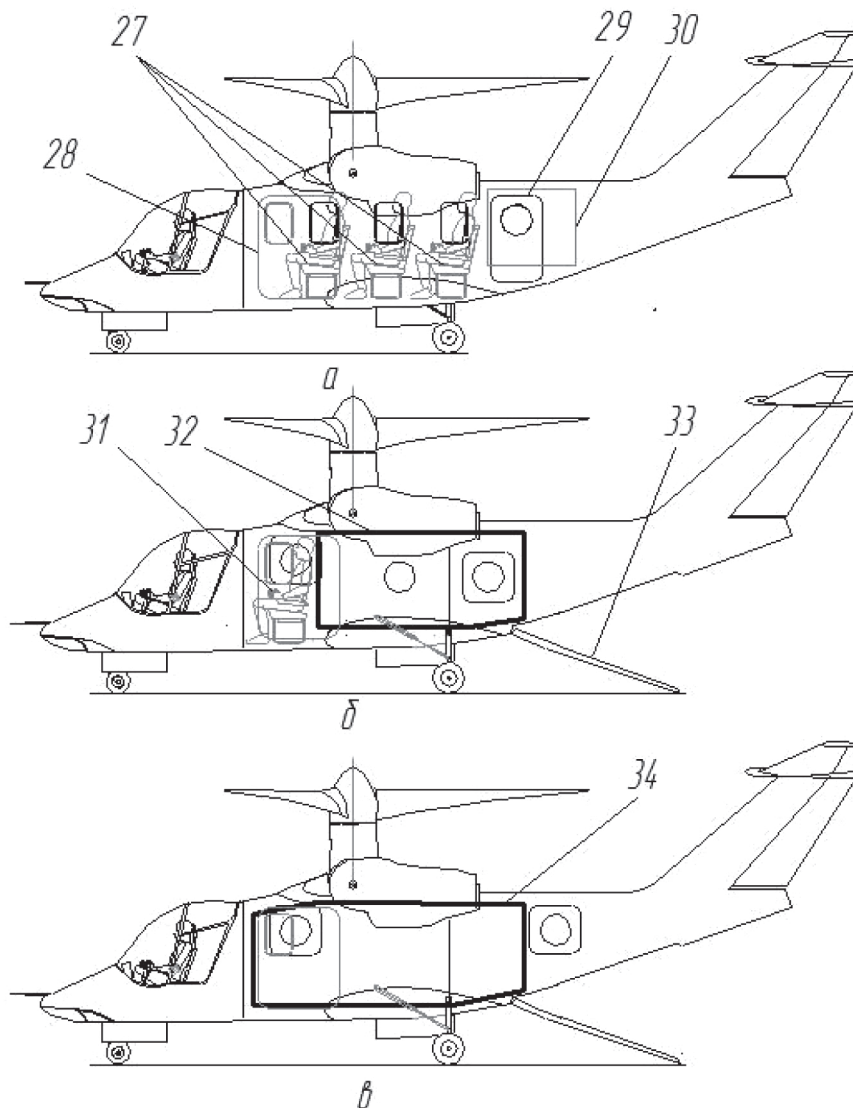


Рис. 6.12. Проекції «бік» модифікацій багатоцільового двомоторного конвертоплана

Вантажно-пасажирська модифікація (рис. 6.12, *б*) передбачає два пасажирських крісла 31. Контуром (поз. 32) позначено об'єм, який може займати вантаж, який завантажується на борт через задню рампу 33, утворену днищем частини хвостової балки; також відкидне днище може слугувати для десантування вантажів та десантників.

Вантажна модифікація конвертоплана не передбачає пасажирських місць у вантажному відсікові. Відповідно він є найбільшим з-поміж розглянутих модифікацій; його контур (рис. 6.12, в) позначений позицією 34. Для супроводу вантажу можна використати місце другого пілота, якщо в завданні на виконання польоту таке передбачено. Завантаження/розвантаження вантажу виконується через задню рампу. Проектні технічні характеристики багатоцільового двомоторного конвертоплана КМ-3 «Кубок» наведено в табл. 6.6.

Таблиця 6.6

**Проектні технічні характеристики двомоторного конвертоплана КМ-3 «Кубок»**

Параметр	Значення
Довжина, м	10,7
Висота (шасі обтиснуте на 50 %), м	4,1
Максимальна злітна маса (у режимі «гвинти під 45°»), кг	4300
Маса корисного навантаження, не більше, кг	1100
Максимальна швидкість, км/год	530
Тривалість польоту, год	5
Кількість пасажирів, осіб	1 піл.+ 5 пас. або 2 піл + 4 пас.
Висота польоту, м	6000
Еквівалентна злітна потужність двигунів, к.с.	2×1000

На рис. 6.13 подано зображення зовнішнього вигляду багатоцільового двомоторного конвертоплана (варіант із V-подібним оперенням).



Рис. 6.13. Зовнішній вигляд багатоцільового двомоторного конвертоплана КМ-3 «Кубок»

### 6.3. Стратосферний псевдосупутник ПС-11 «Крокус»

Уперше поняття «атмосферний супутник» було введено у 2001 р. Реєм Морганом, президентом компанії AeroVironment, який так охарактеризував дану концепцію: «Ми намагаємося створити те, що називається атмосферним супутником, який виконує багато функцій супутника в космосі, але це дуже близько, в атмосфері». На той момент компанія AeroVironment розробляла літак Pathfinder, який мав енергетичну установку у вигляді сонячних елементів. Концептуально, на сьогодні даний термін уточнений та конкретизований; літак цього класу визначається як «стратосферний псевдосупутник» (англ. відповідник – *HAPS – high-altitude pseudo-satellite*).

Головною особливістю «стратосферних псевдосупутників» є бортова енергоустановка на сонячних елементах плівкового типу. Це гарантує практично абсолютну незалежність його польоту від бортового запасу вуглеводневого палива, оскільки сонячна радіація є безперервною через відсутність хмар на даній висоті.

Із прикладного погляду, псевдосупутники можуть брати на себе функції супутникового угруповання, щоб виконувати їх у режимі реального часу в межах цілого регіону. Таким чином, на висотах 20–30 км псевдосупутник може успішно конкурувати із КЛА (космічними літальними апаратами – *авт.*). Із комерційного погляду, доведено, що один квадратний кілометр відзнятого зображення з псевдосупутника всемеро дешевший від свого аналога – зображення, наданого космічними засобами. Цьому сприяють також особливості атмосфери на даних висотах та підвищена якість отриманих зображень із псевдосупутника. Щодо оперативності передачі даних – вона поза конкуренцією.

Основні проблеми псевдосупутників полягають в їх забезпеченні необхідною кількістю енергії на етапі крейсерського польоту в нічний час; також маловідомими є прийоми та способи його виведення на велику висоту в умовах різких змін сили та напрямку вітру на ешелонах, великого градієнта температур атмосфери (від +25 до –56,5 С°), зниження щільності повітря більш ніж у 13 разів та зміни освітленості у зв'язку зі зміною положення відносно Сонця та хмарності.

**Призначення псевдосупутника ПС-11 «Крокус».** Псевдосупутник ПС-11 «Крокус» призначений для відпрацювання критичних елементів технологій виконання довготривалих польотів у стратосфері. На підставі опрацювання технічних характеристик існуючих сучасних зразків пілотованих ПС та псевдосупутників з живленням від сонячних елементів встановлено, що у склад ПС входять:

- фюзеляж у комплекті з бортовою авіонікою, АКБ та вертикальним оперенням із сонячними плівками на поверхні хвостової балки;

- права та ліва центральні консолі крила з комплектом сонячних плівок на поверхні (зверху);
- права та ліва бокові консолі крила з комплектом сонячних плівок на поверхні (зверху);
- дві силові установки в комплекті;
- горизонтальне оперення з комплектом сонячних плівок на поверхні (зверху);
- транспортно-пускове обладнання та транспортна тара для зберігання і перевезення дослідного зразка псевдосупутника.

Бортова енергоустановка псевдосупутника складатиметься з сонячних плівок моделі «С-60 Sunpower 125x125 Monocrystalline Silicon Maxeon GEN II Solar Cells» у кількості 306 плівок по всій поверхні псевдосупутника, зокрема:

- сонячні плівки на поверхні хвостової балки - 22;
- сонячні плівки на правій та лівій центральних консолях крила - 72×2;
- сонячні плівки на правій та лівій бокових консолях крила - 48×2;
- сонячні плівки на горизонтальному оперенні - 48.

Напруга бортового живлення псевдосупутника, В – 24.

Додатково на борту псевдосупутника розташована літій-полімерна батарея на 9 А · год (24В) для забезпечення живлення бортових споживачів у нічну пору (під час спуску псевдосупутника) та в критичні моменти піднімання, коли сонце перекривається хмарами на висотах 0–6000 м. Основні проєктні характеристики псевдосупутника наведено в табл. 6.7.

Керування потоками потужності (та їх розподіл) від сонячних плівок та літій-полімерної батареї відбувається автоматично за рахунок відповідного контролера. Літій-полімерна батарея розташовується в спеціальному термобаробоксі для підтримання своєї працездатності в умовах низьких тисків та температур. Сонячні плівки на поверхнях псевдосупутника покриті захисною прозорою плівкою для захисту від вологи та зовнішніх пошкоджень.

Таблиця 6.7

#### Основні характеристики псевдосупутника

№ з/п	Параметр	Значення
1	Розмах крила, м	11
2	Довжина, м	4,8
3	Висота, м	1,1
4	Площа крила, м <sup>2</sup>	5,4 – 6,0

№ з/п	Параметр	Значення
5	Маса стартова, кг	16 – 22
6	Маса корисного навантаження, кг	До 1
7	Питома потужність (енергоозброєність), Вт/кг	28,5 – 30,0
8	Питома маса, кг/Вт	приблизно 0,033–0,035
9	Навантаження на одиницю площі, кг/м <sup>2</sup>	приблизно 2,5–3,5
10	Максимальна швидкість, м/с (на висоті 0 м)	15
11	Максимальна швидкість, м/с (на висоті 20 000 м)	35
12	Крейсерська швидкість, м/с (на висоті 0 м)	11
13	Крейсерська швидкість, м/с (на висоті 20 000 м)	27
14	Швидкість звалювання, м/с (на висоті 0 м)	6
15	Швидкість звалювання, м/с (на висоті 20 000 м)	23
16	Потужність двигуна, кВт (максимальна)	2×1,5 = 3
17	Тип батареї	Li-ion
18	Робочі висоти, м	0–19 000
19	Стеля, м	20 000
20	Максимальна тривалість польоту, год	18–20
21	Максимальний радіус дії, км (у межах дії однієї наземної станції керування)	60

У результаті статистичного оброблення первинних даних за відомими конструкціями вибір зроблено в бік нормальної компоувальної (аеродинамічної) схеми псевдосупутника.

Питання одно-, дво- або багатобалкової конструкції вирішено так. Відомо, що крутні моменти, які розвиває хвостове горизонтальне та вертикальне оперення в нормальній схемі, спрямовано на керування (або стабілізацію) повітряного судна. Їх величина є цілком визначеною, з огляду на льотні обмеження, закладені в нормах льотної придатності. Регулювання параметрів жорсткості та міцності однієї хвостової балки є також процесом цілком визначеним і може бути розраховано прийнятними для авіації методами, тоді як дво-, три- або багатобалкові конструкції потребують розроблення прийнятних методів розрахунку та випробувань, а отже, скласти цілком окрему тему досліджень. Тим більше, багатобалкові конструкції є значно складнішими та

матеріаломісткими; результат їх застосування може призвести до значного збільшення маси хвостової частини, яку потрібно компенсувати якимось чином у носовій частині.

Стосовно перерізу однієї хвостової балки рішення було прийнято на користь тригранної, фермової, верхня грань якої повернута догори, з метою розташування на ній додаткових сонячних елементів. Балка складається з трьох стрижнів та відповідних розкосів, сполучених нероз'ємно; вся балка обтягнута високоміцною лавсановою плівкою для організації аеродинамічної поверхні.

Крило вибрано з постійною хордою вздовж розмаху з метою спрощення його виготовлення. Роз'ємність крила розмахом близько 11 м організовано шляхом його розділення на чотири частини, тобто на дві центральні та дві бокові консолі. Бокові консолі мають бути встановлені під певним кутом.

Конструктивно крило однолонжеронне з жорсткою, на  $\frac{3}{4}$  дужки профілю, обшивкою та на  $\frac{1}{4}$  м'якою. З'єднання частин крила через ригелі, розташовані в порожнинах лонжерона. Гондола фюзеляжу набірна, складена з поздовжніх та поперечних елементів і діагональних підкосів та тяг. В умовах дослідного зразка це дає можливість маневру для ймовірного перекомпонування бортового обладнання. У гондолі концентрується значна частина бортових приладів, РЕО, АКБ тощо. Аеродинамічну форму гондолі надає знімний обтічник, який кріпиться до внутрішнього набору (каркасу) гондоли.

Оперення обрано хрестоподібним із суцільноповоротним стабілізатором та компенсованим кермом напрямку. Шасі велосипедного типу з основною опорою, яка має спарені колеса; стояк шасі ховається в польоті для зменшення шкідливого опору. Силова установка з двома двигунами, розташованими на пілонах під крилом.

У злітній конфігурації ПС має розташовуватися на транспортно-пусковому пристрої для зменшення ризиків пошкодження конструкції та організації автоматичного старту.

Сонячні елементи розміщені на всіх доступних поверхнях крила, горизонтального оперення та хвостової балки. Поверхні всіх елементів захищені тонкою плівкою з малими втратами на пропускання світла.

На рис. 6.14 подано основні наближення з прийняття технічних рішень щодо остаточного компоунування псевдосупутника. Зокрема позиція рис. 6.14, *a* відповідає початковому уявленню щодо розташування крила, вертикального оперення та гондоли фюзеляжу; відсутні рішення застосування U-подібного крила. Рішення про застосування U-подібного крила та силових установок на пілонах з'являється на позиції, позначеній рис. 6.14, *в*. Розташування горизонтального оперення перед вертикальним та опора шасі, що ховається, відображені на остаточному концепті (рис. 6.14, *е*).

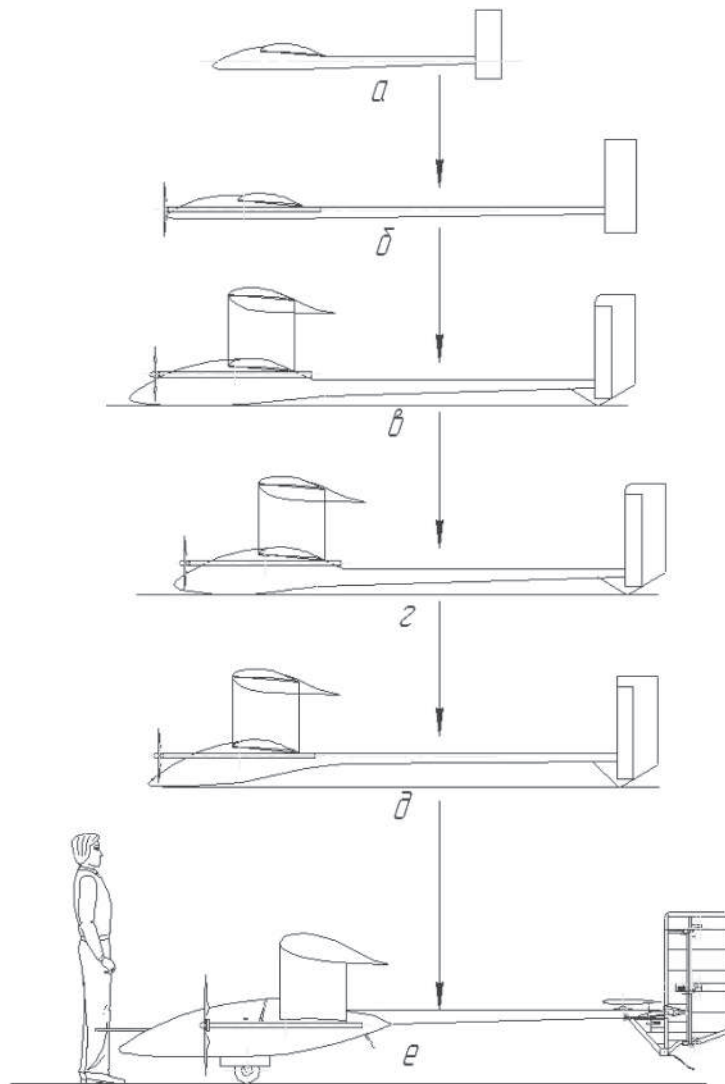


Рис. 6.14. Основні етапи отримання остаточного концептуального рішення компоновання псевдосупутника

На рис. 6.15 подано зовнішній вигляд стратосферного псевдосупутника ПС-11 «Крокус».



Рис. 6.15. Зовнішній вигляд (3/4 справа) стратосферного псевдосупутника ПС-11 «Крокус»

Для зручності виконання складальних операцій під час експлуатації зразка псевдосупутника було обрано схему членування складових частин з огляду на таке:

- додаткові вузли для рознімання не повинні значно підвищувати злітну масу;
- додаткові вузли не повинні знизити прийнятні значення запасів міцності;
- їх конструкція має бути максимально простою.

Рознімання крила виконується так. Оскільки крило має один лонжерон, який являє собою замкнутий контур, то дана обставина надає технічну можливість розташування в порожнині лонжерона вставки-подовжувача (ригеля), що є прийнятним способом організації передавання потоків згинальних зусиль, які виникають під час навантаження крила.

Аналогічним способом влаштований роз'єм крила та фюзеляжу з тією відмінністю, що ригель з'єднує дві центральні частини крила (праву та ліву) і силові шпангоути фюзеляжу.

Крутні моменти через роз'єми передаються так:

- крило/фюзеляж; через різьбові шпильки, закріплені по краях торцевої нервюри профілю; різьбові шпильки входять у відповідні гнізда бортових нервюр фюзеляжу;
- центральна/бокова консолі півкрила через безрізьбові позиціонери, що входять у відповідні гнізда та розташовані по краях торцевих нервюр центральної/бокової консолей півкрила.

Електрообладнання консолей та фюзеляжу роз'єднується/приєднується через відповідні електричні роз'єми.

Рознімання горизонтального оперення відбувається шляхом монтажу/демонтажу поворотної осі оперення, наконечника тяги сервомеханізму та відповідного електричного роз'єму. Напрямки та схема монтажу основних складових частин псевдосупутника показані на рис. 6.16.

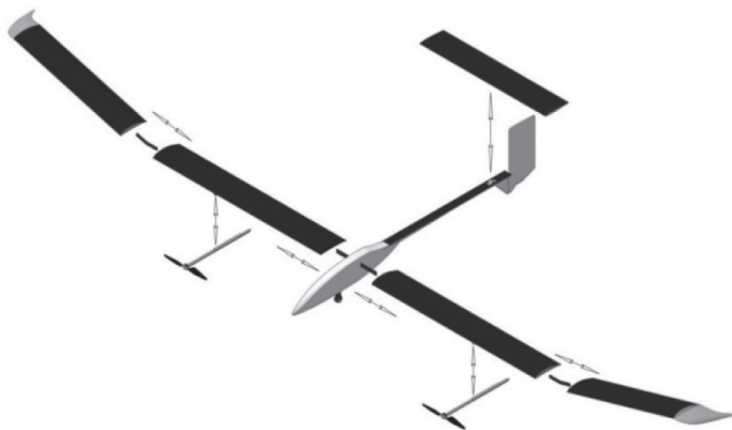


Рис. 6.16. Просторова вибух-схема рознімання основних складових частин псевдосупутника

Згідно з обраною компоувальною схемою та враховуючи розміри окремих сонячних елементів, а також потребу в бортовій напрузі в 24В, було прийняте таке рішення щодо розміщення сонячних елементів та їх батарей (секцій) на зовнішніх поверхнях псевдосупутника на придатних для цього площах.

Обрана компоувальна схема дала змогу розташувати батареї (секції) сонячних елементів, з розрахунку 1 секція = 48 елементів, практично на всій поверхні крила, горизонтального оперення та фюзеляжу (рис. 6.17). На цьому рисунку позиціями 1, 2, 3, 4, 5 та 6 позначено секції з 48-и елементів.

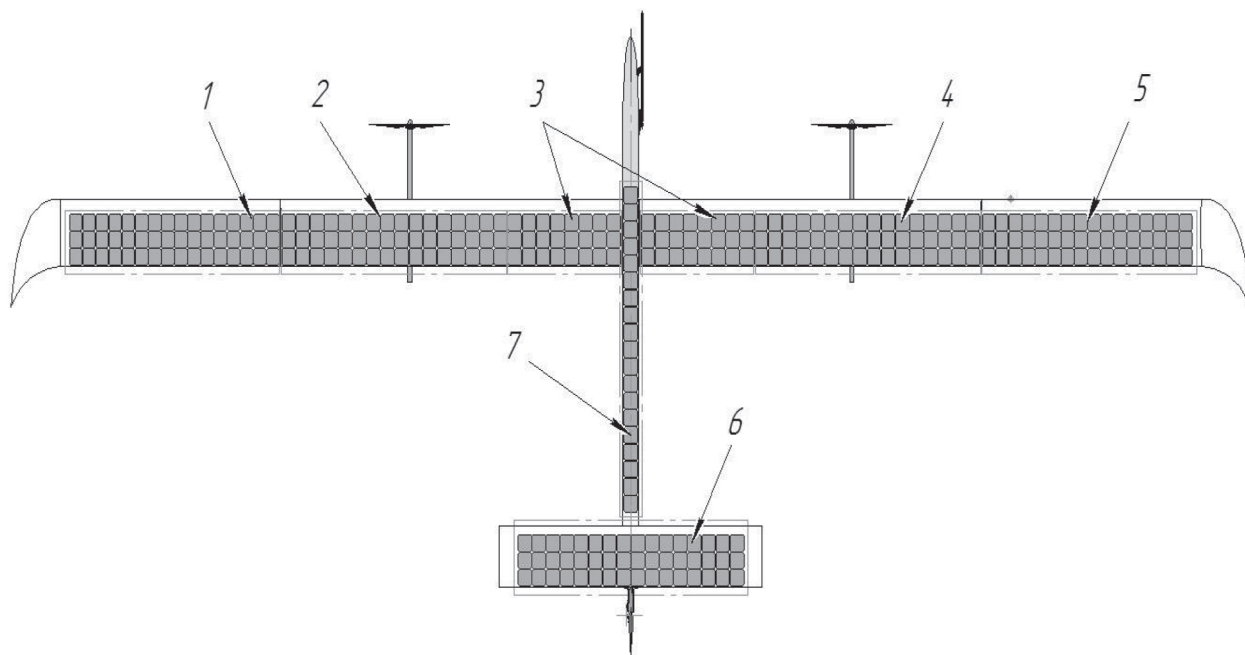


Рис. 6.17. Схема розташування сонячних елементів на зовнішніх поверхнях псевдосупутника

Дана кількість елементів у батареї (секції) мотивована тим, що один елемент розвиває напругу близько 0,5В, а для отримання 24В бортової напруги необхідне послідовне з'єднання 48-и елементів. Для отримання відповідної сили струму всі 6 секцій під'єднано до бортової електромережі паралельно. Секція 7 (14 елементів) є допоміжною та забезпечує електроживлення автоматики системи керування, деяких інших систем та аеронавігаційних вогнів. Величини геометричних показників системи енергозабезпечення псевдосупутника сонячними елементами наведено в табл. 6.8.

**Геометричні характеристики сонячних елементів та їх секцій  
на зовнішніх поверхнях псевдосупутника**

№ з/п	Параметр	Значення
1	Площа одного сонячного елемента типу S60, м <sup>2</sup>	0,014
2	Площа секції з 48-ми сонячних елементів, м <sup>2</sup>	0,672
3	Площа п'яти основних секцій крила, м <sup>2</sup>	3,36
4	Площа шести основних секцій, м <sup>2</sup>	4,04
5	Площа додаткових сонячних елементів фюзеляжу, м <sup>2</sup>	0,266
6	Загальна площа покриття сонячними елементами, м <sup>2</sup>	4,306
7	Коефіцієнт заповнення площі крила, $K_{з.кр}$	0,79
8	Коефіцієнт заповнення площі ГО, $K_{г.о}$	0,61

На рис. 6.18 зображено розташування секції з 48-и сонячних елементів на поверхні горизонтального оперення псевдосупутника.



Рис. 6.18. Розташування секції з 48-и сонячних елементів на горизонтальному оперенні  
ПС-11 «Крокус»

*Загальний технічний опис конструкції псевдосупутника.* За компоувальною схемою псевдосупутник являє собою літак-верхоплан нормальної схеми з двома поперечно розташованими силовими установками, U-подібним крилом з боковими консолями, піднятими на 15° та хрестоподібним хвостовим оперенням. Псевдосупутник оснащений шасі велосипедного типу, яке ховається, з колісною головною опорою та хвостовою опорою ресорного типу. Крило псевдосупутника прямокутне в плані (рис. 6.19, а),

оснащено профілем FX 76–MP120 (САХ 500 мм) та складається (на прикладі лівого) з внутрішньої консолі 1, зовнішньої консолі 2 та вінглета (закінцівки) консолі 3.

На силових нервюрах центральної консолі на кронштейнах встановлена трубчаста мотогондола 4, на якій розміщена моторама 5, до якої прикріплений двигун 6. До вихідного вала двигуна через маточину шарнірно прикріплено лопаті 7 повітряного гвинта з механізмом їх повертання. Маточина гвинта закрита аеродинамічним обтічником 8. Конструкція правого крила аналогічна конструкції лівого. По всій поверхні крила розташовано батареї сонячних елементів S60. З метою забезпечення напруги бортового живлення в 24В сонячні елементи (СЕ) електрично об'єднані в модулі по 48 СЕ; загальна кількість СЕ на крилі – 240, а загальна кількість модулів на крилі – 5.

Однак, з конструктивних міркувань, 120 СЕ лівого крила фізично розбиті на групи 9 та 10; ліве крило відповідно містить групи 11 та 12. Кількість елементів по вказаних групах така: групи 9 та 12 містять по 48 СЕ, а групи 10 та 11 – по 72. На плоскій поверхні верху фюзеляжу та хвостової балки розташовано 18 додаткових СЕ, зібраних у модулі 13 та 14. Дані СЕ призначені для електричного живлення окремих, життєво важливих систем псевдосупутника. На горизонтальному оперенні розташований модуль 15, що складається з 48 СЕ і є шостою бортовою батареєю на 24В.

Загальна кількість СЕ на борту – 306. Загальна площа, покрита СЕ на поверхнях псевдосупутника – 4,78 м<sup>2</sup>. Носова частина фюзеляжу оснащена обтічником 16 (рис. 6.19, б); під час посадки псевдосупутник спирається на основну опору шасі, яка має спарені колеса 17. Вертикальне оперення (ВО) 18 оснащено симетричним профілем NASA0009 (САХ 450 мм) та є суцільно поворотним; вісь повертання знаходиться в точці фокусу, що дозволяє врівноважити шарнірні моменти від його повертання. Для приведення осі обертання до лінії фокусів у ВО виконано спеціальний виріз.

Горизонтальне оперення (ГО) 19 оснащено симетричним профілем NASA0009 (САХ 450 мм) та є суцільно поворотним; вісь повертання знаходиться в точці фокусу, що дає змогу врівноважити шарнірні моменти від його повертання. Для приведення осі обертання до лінії фокусів ГО оснащено кронштейном з нерухомою та рухомою частинами. Нерухома частина закріплена до стрижнів ферми хвостової балки, а рухома до силових нервюр ГО.

Лопаті повітряного гвинта повертаються на шарнірах 20 та можуть знаходитись у робочому положенні тоді, коли вони розвивають тягу. Не робоче положення (для зменшення шкідливого опору лопаті складено вздовж потоку) відповідає режиму планерування та безпосереднього заходу на посадку.

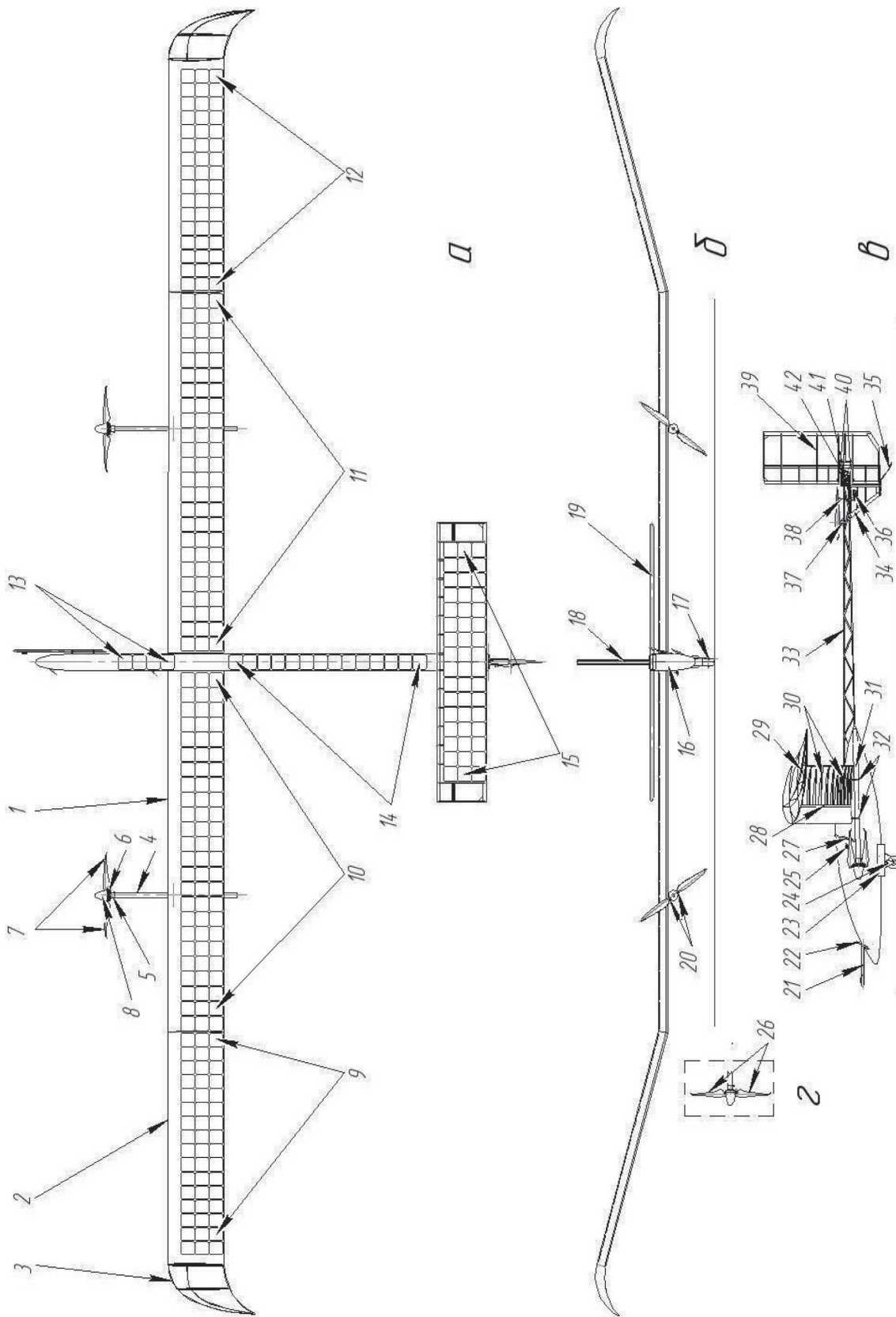


Рис. 6.19. Проекції загального вигляду псевдосупутника

На носовій частині (рис. 6.19, в) гондоли фюзеляжу, по її правому борту, встановлений приймач повного повітряного тиску 21. По лівому борту встановлюється антена 22 модема телеметрії. Знизу гондоли знаходяться стулки 23 шахти шасі, у яку воно ховається за допомогою механізму 24. Електричне живлення для силових установок та систем псевдосупутника вмикається/вимикається електроключем 25. Для забезпечення передавання з борту корисної відео- та фотоінформації по лівому борту встановлюється антена відеомодема 27.

Крило має двополічковий лонжерон 28. Закінцівка крила – профільований вінглет 29 складної форми. Верхня обшивка крила та обшивка його низу до лонжерона – жорстка. Обшивка низу від лонжерона до задньої кромки – м'яка, підкріплена набором типових нервюр 30.

Силова установка встановлена на трубчастому пілоні 31, з'єднаному з крилом через кронштейни 32.

Гондола жорстко з'єднана з хвостовою балкою 33 фермової конструкції, чим утворено поздовжній силовий елемент – фюзеляж. На краю хвостової балки встановлено нижній кіль 34, який, крім аеродинамічної функції, слугує для закріплення задньої опори шасі 35. Поряд з цим, у товщі нижнього кіля розташований сервопривід 36 для повертання ГО.

Зверху хвостової балки встановлений нерухомий кронштейн 37 для закріплення ГО. Привід ГО відбувається за допомогою жорсткої тяги 38, яка з'єднує за допомогою кулькових шарнірів важіль ГО та важіль сервоприводу 36.

Вертикальне оперення 39 закріплене та повертається в опорах 40, які охоплюють його трубчастий лонжерон. Повертання ВО відбувається від сервоприводу 41 за допомогою жорсткої тяги 42 з кульковими наконечниками.

Позицією 26 (рис. 6.19, г) позначено робоче положення лопатей повітряного гвинта псевдосупутника.

Кріплення сонячних елементів забезпечено їх щільним притисканням до основної обшивки за допомогою додаткової лавсанової, прозорої та міцної плівки; приклад прикріплення до поверхні обшивки крила показано на рис. 6.20, де контур профілю крила організовано типовими нервюрами 18. По контуру нервюр та лонжерона закріплена тришарова композитна панель 19, яка підтримує відповідну конфігурацію профілю та запобігає крутним моментам, що виникають на крилі в польоті. Сонячні елементи 20, які попередньо електрично з'єднуються в батареї, відповідним чином розташовані на поверхні обшивки крила та притиснуті додатковою прозорою міцною плівкою 21, яка щільно натягується до повного повторення сонячними елементами, які гнучкі, контуру

профілю. Електричні провідники, якими з'єднано елементи-плівки, поєднуються у відповідні джгути 22 та виводяться всередину крила (хвостової балки та стабілізатора) через отвори 23. Усі провідники від сонячних елементів-плівок електрично відповідним чином з'єднані між собою та під'єднані до загальної електромережі псевдосупутника.

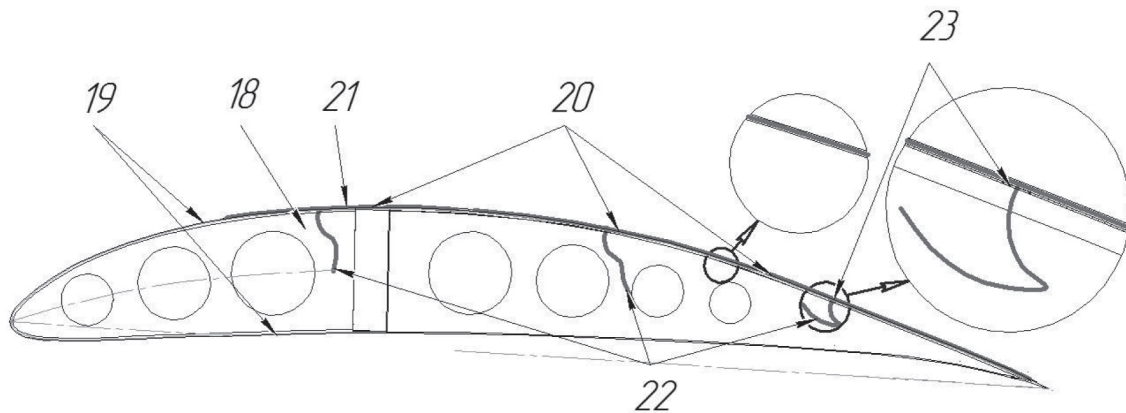


Рис. 6.20. Вигляд типового перерізу крила псевдосупутника зі схемою встановлення сонячних елементів

**Технічні рішення елементів силового набору крила та оперення.** У типовому перерізі крило являє собою однолонжеронну конструкцію із жорсткою обшивкою. Лонжерон 1 (рис. 6.21, а) сприймає згинні навантаження. Він стикується з типовою нервюрою 2, яка разом із лонжероном охоплена комбінованою обшивкою 3, призначеною для формування аеродинамічного профілю та сприймання крутних моментів від крила.

Лонжерон двополичковий (рис. 6.21, б) складається з нижньої та верхньої полицок 4, виконаних із вуглеволокна (ровінгу) у суміші з епоксидними смолами. Між полицками встановлюються стінки 5 і даний набір «одягається» в «панчоху» з вуглетканини. Порожнина лонжерона заповнена пінополістиролом. Типова нервюра складається з носика 6 та хвостовика 7, виконаних з пінополістиролу. Для підсилення на нижню дужку хвостовика підклеєна смужка 8 з вуглепанелі перерізом 10×0,5 мм.

Верхня дужка профілю накрита жорсткою обшивкою 9, яка являє собою вуглетканинну «сандвіч-панель». Передня частина нижньої дужки профілю до лонжерона закрита аналогічною «сандвіч-панеллю» 10. Таким чином, крутні моменти здебільшого компенсуються контуром «лонжерон – верхня обшивка – нижня обшивка до лонжерона». Нижня частина дужки профілю закрита обшивкою з високоміцної лавсанової плівки; дане рішення дозволяє отримати відносно простий доступ до порожнини крила без виконання додаткових отворів в основній, жорсткій обшивці.

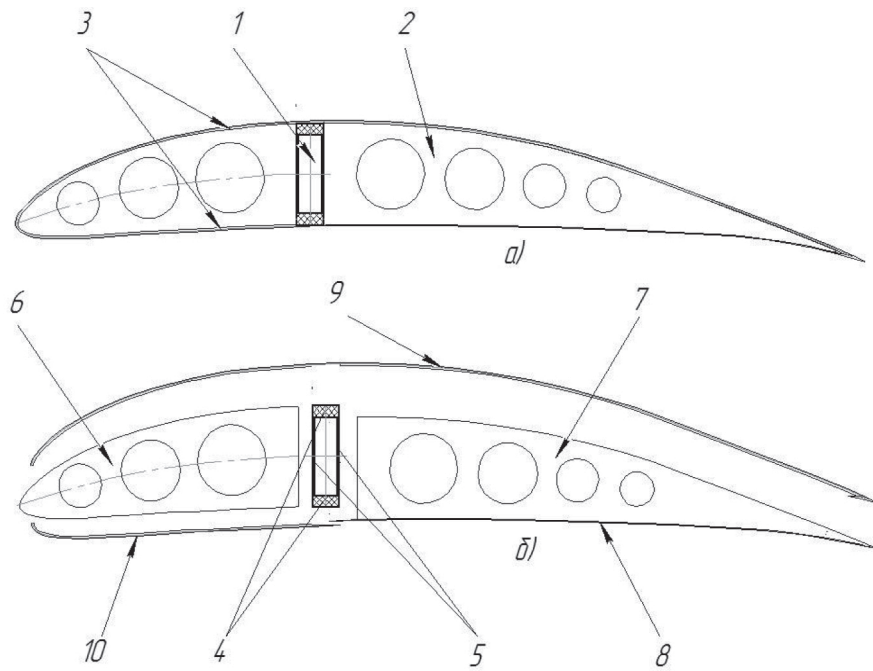


Рис. 6.21. Будова типового перерізу крила псевдосупутника

Горизонтальне оперення набрано з дискретних елементів та обтягнуто високоміцною лавсановою плівкою (рис. 6.22, *a*).

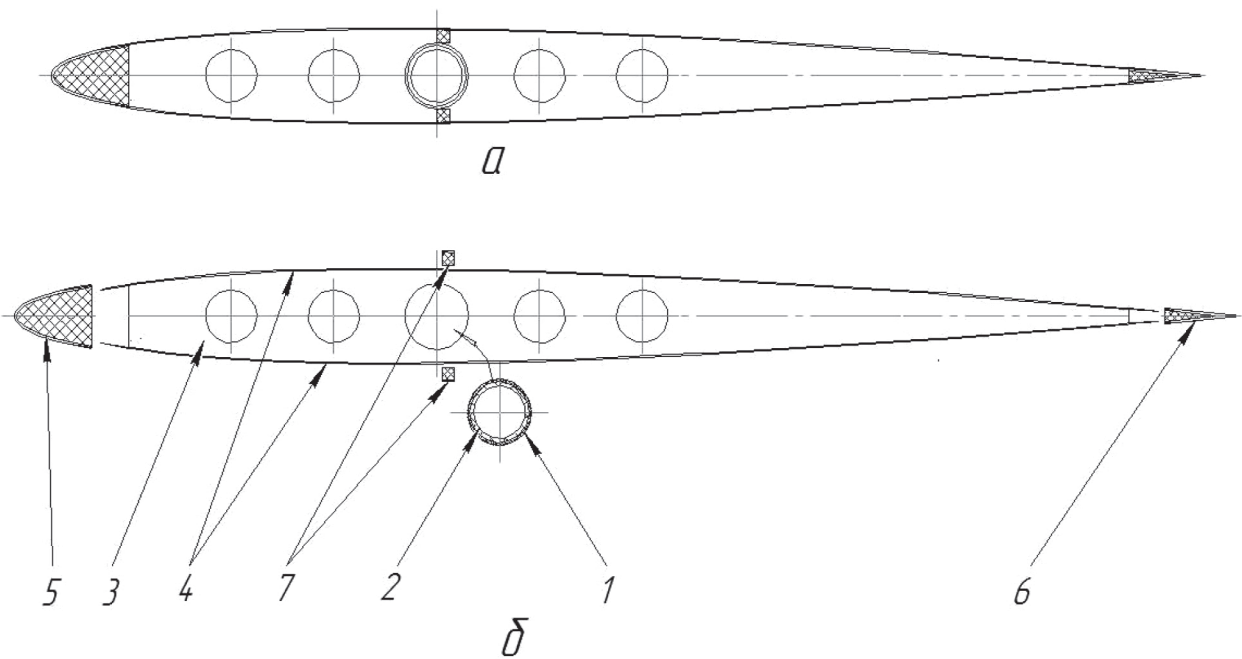


Рис. 6.22. Типовий переріз горизонтального оперення та його складові частини

Основою ГО є трубчастий лонжерон 1 (рис. 6.22, *б*), який підсилений у необхідних місцях трубчастими вставками 2. На лонжерон «нанизуються» типові нервюри 3, виготовлені

з пінополістиролу й тавровані для зміцнення по контуру пластинами 4 з вуглетканини. Носик ГО закритий передньою U-подібною кромкою 5, виклеєною з вуглетканини та заповненою пінополістиролом. Хвостовик нервюри замикається V-подібною кромкою 6. Для запобігання надлишковому прогину м'якої обшивки вздовж лонжерона вклеєно гребінь 7 для підтримання обшивки. Конструкція типового перерізу вертикального оперення аналогічна конструкції ГО. У табл. 6.9 наведено основні геометричні характеристики стратосферного псевдосупутника ПС-11 «Крокус».

Таблиця 6.9

**Зведені основні геометричні характеристики стратосферного псевдосупутника  
ПС-11 «Крокус»**






Параметр	Значення
<b>Крило</b>	
Розмах крила, м (проекція на горизонталь)	11,20
Площа крила, м <sup>2</sup> (проекція на горизонталь разом з перекриттям фюзеляжу)	5,522
САХ крила, м	0,5
Звуження крила, $\eta$	1,0
Видовження крила, $\lambda$	22,40
<b>Центральна консоль</b>	
Розмах центральної консолі, м (у горизонталі)	3,10
Площа центральної консолі, м <sup>2</sup> (у горизонталі)	1,55
<b>Бокова консоль</b>	
Розмах бокової консолі, м (у проекції)	2,415
Розмах бокової консолі, м (у горизонталі)	2,46
Площа бокової консолі, м <sup>2</sup> (у проекції)	1,173
Площа бокової консолі, м <sup>2</sup> (у горизонталі)	1,232
<b>Фюзеляж</b>	
Довжина, м (+ППТ)	4,80
Висота, м (шасі сховане; + ВО)	1,135
Висота, м (шасі випущене, необтиснуте; + ВО)	1,215
Висота, м (шасі випущене, обтиснуте; + ВО)	1,190
Бокова площа, м <sup>2</sup> (шасі сховане; +ППТ // – ВО)	1,261

Параметр	Значення
<b>Горизонтальне оперення</b>	
Розмах горизонтального оперення, м	2,390
Площа горизонтального оперення, м <sup>2</sup>	1,10
САХ горизонтального оперення, м	0,45
Звуження горизонтального оперення, $\eta$	1,0
Видовження горизонтального оперення, $\lambda$	5,31
<b>Вертикальне оперення</b>	
Висота вертикального оперення, м	1,040
Площа вертикального оперення разом, м <sup>2</sup>	0,51
Площа нерухомої частини вертикального оперення, м <sup>2</sup>	0,202
Площа рухомої частини вертикального оперення (керма повороту), м <sup>2</sup>	0,308
САХ вертикального оперення (без нижнього кіля), м	0,5
<b>Профілі аеродинамічних площин</b>	
<b>Крило</b>	
Wortmann, FX 76-MP-120; відносна товщина, %	12
Горизонтальне оперення	
NASA 0009, відносна товщина, %	9
Вертикальне оперення	
Симетричний, відносна товщина, %	8

### Список використаних джерел

1. Сарымсаков Х. Г. Сельскохозяйственные самолеты. М.: Машиностроение, 1979. 138 с.
2. STANAG 4671. Unmanned aircraft systems airworthiness requirements (USAR). [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: <https://standards.globalspec.com/std/13430067/STANAG%204671>
3. J. S. F. Hoeben. A value analysis of unmanned aircraft operations for the transport of high time-value cargo//Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, the Netherlands. 2015.
4. X-KIT for Manned/UAS/OPS. Manned/Unmanned/Optionally Piloted System Conversion Kit. [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: <https://s-plane.com/products/opv-kit/>.
5. Двигуни сімейства AI-450С. [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: <http://www.motorsich.com/ukr/products/aircraft/tr/ai-450s/>
6. Державіаслужба прийняла для застосування вимоги для сертифікації за процедурами АПУ 21 (Part-21). [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: <https://avia.gov.ua/derzhaviasluzhba-prijnyala-dlya-zastosuvannya-vimogi-dlya-sertifikatsiyi-zaprosedurami-apu-21-part-21-certification-specifications-ss-diyuchi-v-yevropejskomu-agentstvi-z-bezpeki-polotiv-european-uni/>
7. Bell Boeing V-22 Osprey. [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: [https://en.wikipedia.org/wiki/Bell\\_Boeing\\_V-22\\_Osprey](https://en.wikipedia.org/wiki/Bell_Boeing_V-22_Osprey).
8. M. Greenwood. Bell V-280 Valor Tilt-Rotor Aircraft Aces Speed Test. [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: [https://www.engineering.com/Advanced\\_Manufacturing](https://www.engineering.com/Advanced_Manufacturing).
9. *AW609. Faster. Further. Higher.* [Електронний ресурс]. Режим доступу до джерела: <https://www.leonardocompany.com/en/products/aw609>.
10. Матійчик М. П., Харченко В. П. Двумоторний конвертоплан з поворотними вихідними валами повітряних гвинтів. Пат. України на корисну модель №105751. Опубліковано 11.04.2016. Бюл. № 7.

**Розробки безпілотних повітряних суден науково-виробничого центру безпілотної авіації «Віраж» Національного авіаційного університету в хронологічному порядку**

№ з/п	Назва БПС	Зображення БПС	Рік створення	Мета розробки	Розмах крила, м; маса, кг (м//кг) кг*
<b>Реалізовані проєкти БПС</b>					
1	Концепт №1		2002	Відпрацювання геометрії крила великого видовження	2,1//1,7
2	Концепт №2		2002	Відпрацювання геометрії крила малого видовження	1,1//0,9
3	Концепт №3		2002	Дослідження впливу передкрилка та підвісних елеронів на ЛІТХ	1,4//2,2
4	Концепт №4		2002	Дослідження високого рівня керованості	1,1//3,8
5	Концепт №5		2003	Дослідження високого рівня керованості	1,1//3,6

№ з/п	Назва БПС	Зображення БПС	Рік створення	Мета розробки	Розмах крила, м; маса, кг (м//кг) кг*
6	Концепт №6		2003	Відпрацювання V-подібного розділеного оперення	1,3//2,5
7	Концепт №7		2004	Відпрацювання V-подібного перевернутого оперення	1,4//3,1
8	Концепт №8		2004	Відпрацювання нормального V-подібного оперення та електричної силової установки	2,2//2,1
9	Мб «Жайвір»		2004	Механізоване внесення тригограми (АХР)	(1,8//7)2,5*
10	Концепт «Вектор»		2005	Відпрацювання елементів польотної САУ	(1,7//4,1)1,5*

№ з/п	Назва БПС	Зображення БПС	Рік створення	Мета розробки	Розмах крила, м; маса, кг (м//кг) кг*
11	М4 «Агро»		2005	Забезпечення АХР в автоматичному режимі, літаюча лабораторія	(3,5//45)20*
12	«Майор»		2006	Відпрацювання стійкості та керованості літака нормальної схеми	1,97//4,9
13	М-7 «Небесний патруль»		2009	Дослідження несиметричного тандемного розташування силових установок	(4,0//50)25*
14	М-10 «Око»		2010	Відпрацювання автоматичного літаководіння	1,99//2,2
15	М-10-1 «Око»		2010	Відпрацювання автопілота розробки НАУ	(2,02//3,8)1,0*

Продовження додатка



№ з/п	Назва БПС	Зображення БПС	Рік створення	Мета розробки	Розмах крила, м; маса, кг (м//кг) кг*
16	М-7-В5 «Небесний патруль»		2011	Типове безпілотне повітряне судно цивільної авіації (на здобуття сертифікату типу)	(6,0//200)30*
17	М-7-Д «Небесний патруль»		2011	Відпрацювання режимів польоту для М-7-В5 «Небесний патруль»	(5,16//150)25*
18	М-22 «Аеротестер»(1)		2012	Відпрацювання автопілота розробки НАУ	(2,5//18)4,0*
19	М-22Д «Аеротестер»(2)		2013	Модифікація М-22 для забезпечення льотної підготовки на двомоторних БПС	(3//25)6,0*
20	ПК-08		2014	Електричний шестимоторний безпілотний вертоліт для моніторингу та розвідки	Діаметр по краях гвинтів (0,8//3,8)1,1*

№ з/п	Назва БПС	Зображення БПС	Рік створення	Мета розробки	Розмах крила, м; маса, кг (м//кг) кг*
21	М-49 «Гайдамака»		2015	Розвідник поля бою	(0,81//≤4,0)1,5*
22	М-6-3 «Жайвір»		2015	БпЛА для силових структур тактичного класу; розвідка	(3,0//20)4,2*
23	НАУ ПК-11		2016	Електричний шестимоторний безпілотний вертоліт для моніторингу та розвідки	Діаметр по краях гвинтів (1,1//5)1,5*
24	М-57 «Світанок»		2016	Електричний безпілотний літак для моніторингу та розвідки	(3,8//10)2,0*
25	М-10-2 «Око»		2016	Електричний безпілотний літак для моніторингу та розвідки	(2,15//4,95)1,0*
26	М-10-2 «Око» (БпАК)		2016	Безпілотний авіаційний комплекс М-10-2 «Око» (прийнятий у 2017 році ЗСУ на підконтрольну експлуатацію)	–

Продовження додатка

№ з/п	Назва БПС	Зображення БПС	Рік створення	Мета розробки	Розмах крила, м; маса, кг (м//кг) кг*
27	М-56 «Модуль»		2017	Багато-функціональний БПС	(4,95//20)4,0*
28	М-6-3Т «Жайвір»		2017	Перевезення цінних вантажів в автоматичному режимі на віддалі до 800 км	(3,0//22)4,0*
29	ПКМ-14 «Сатурнія»		2018	Перевезення вантажів у торговельних мережах (розроблено для закордонного замовника)	Діаметр по краях гвинтів (2,15//10)2,0*
30	М-10-2У «Око»		2018-2019	Навчально-тренувальна модифікація М-10-2 «Око»	2,15//4,95
31	ПС-11 «Крокус»		2020	Демонстратор польотів літаків на сонячних елементах на висоті до 20 тис. м (на замовлення Кабінету Міністрів України)	(11,0//20)1,0*
32	М106 «Овод»		2020	Електричний безпілотний літак для моніторингу та розвідки (час польоту – 3 год)	(2,3//4,95)1,1*

№ з/п	Назва БПС	Зображення БПС	Рік створення	Мета розробки	Розмах крила, м; маса, кг (м//кг) кг*
33	ПМБ-03 НАУ		2020	Плануючий самокерований мінібоєприпас	(0,275//0,6)0,3*
34	«Сокіл» 300		2020	Повнорозмірний макет ударного БПЛА (в інтересах КБ «Луч», м. Київ)	(14,5//400)300,0*
<b>Перспективні проекти БПС та ПС</b>					
35	КМ-3 «Кубок»		2016	Проект багатоцільового конвертоплана для МПІЛ (в інтересах європейського замовника)	(9,6//3500)≤1100*
36	M1200		2017	Проект одномоторного опційно-пілотованого літака ЦА	(14,7//1200)300*
37	СП-80		2017	Проект перспективної стратосферної платформи на сонячних елементах	(150//80)35,0*
38	НАУ ПК-14		2018	Проект високотехнологічного безпілотного вертольота для моніторингу та розвідки	(1,05//4,5)1,5*
39	M4000		2019	Проект двомоторного опційно-пілотованого літака ЦА місцевих авіаліній	(20,9//4100)1600*

№ з/п	Назва БПС	Зображення БПС	Рік створення	Мета розробки	Розмах крила, м; маса, кг (м//кг) кг*
40	БВМ-16		2020	Проект безпілотного вертольота для моніторингу	(6//16)1,4*
41	БВВВ-20		2021	Проект безпілотного висотного вантажного вертольота	(3.64//80)20,0*

\* маса корисного навантаження

**ДЛЯ НОТАТОК**

**ДЛЯ НОТАТОК**

**ДЛЯ НОТАТОК**