

ВИБІР АЕРОДИНАМІЧНОЇ СХЕМИ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ КОНТЕЙНЕРНОГО СТАРТУ З ВРАХУВАННЯМ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БОКОВОЇ СТІЙКОСТІ

Вступ

Найпоширенішим класом безпілотних авіаційних комплексів (БпАК) є Man Portable UAS (транспортна маса 10...15 кг, розміри контейнера 1x0,5x0,3 м [1]), до складу яких входять безпілотні літальні апарати (БпЛА) злітною масою до 5 кг [2] (клас «мікро» (μ) у відповідності до міжнародної класифікації UVS International). Логічним розвитком цього напрямку стали БпАК контейнерного startу – для запуску БпЛА використовується транспортний контейнер (ТрКн), в якому розміщений пусковий пристрій (ПуПр) і БпЛА в складеному положенні. Старт БпЛА відбувається безпосередньо з контейнера без виконання складальних та налагоджуваних операцій, що значно підвищує експлуатаційні характеристики комплексу.

Для даного класу БпЛА найбільшого розповсюдження отримала аеродинамічна схема «тандем» [3]. Застосування схеми обумовлено рядом переваг такої компоновки в порівнянні з класичною за жорстких масово-габаритних умов, як в транспортному, так і в польотному положенні. Не зважаючи на широке застосування схеми, залишаються невирішеними ряд питань: обґрунтування аеродинамічної схеми БпЛА, методика визначення аеродинамічних характеристик, зокрема, визначення шляхової та поперечної стійкості літального апарату, що має специфіку порівняно з традиційною схемою: як і для схеми «качка» вихрова зона від передніх несучих поверхонь створює моменти по крену при виникненні кутів ковзання літака [4].

Постановка задачі

Метою даного дослідження є обґрунтування вибору аеродинамічної компоновки БпЛА контейнерного startу, формулювання загального підходу в визначення базових параметрів, визначення впливу геометричних параметрів несучих поверхонь на характеристики шляхової та поперечної стійкості з урахуванням інтерференції між ними.

Основна частина

В даному дослідженні проводиться аналіз літального апарату (ЛА) схеми «літак» з жорсткими несучими поверхнями, який може бути використаний для БПЛА контейнерного старту. Основною проблемою при створенні БПЛА цього класу є визначення раціональної аеродинамічної компоновки при обмежених геометричних та масових параметрах ЛА, яка забезпечує:

- оптимальні умови роботи корисного навантаження;
- проста схема складання БПЛА в транспортне положення;
- максимальну аеродинамічну якість на крейсерських режимах;
- стійкість при польоті в турбулентній атмосфері.

Обґрунтування аеродинамічної компоновки

Для схеми «літак» можливе застосування декількох аеродинамічних компоновок (рис. 1).

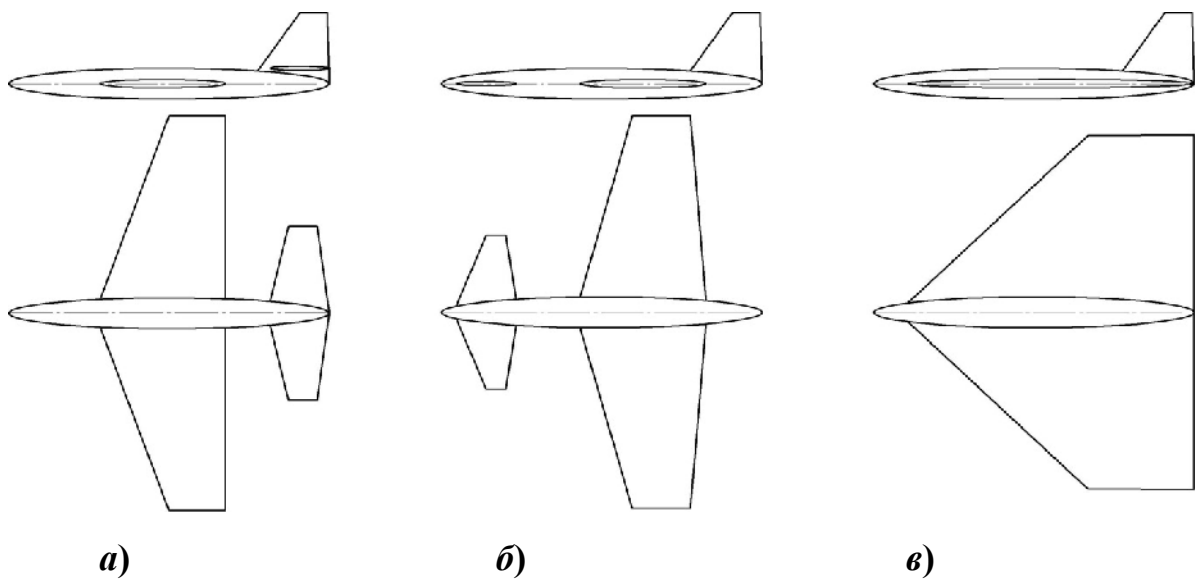


Рис. 1. Можливі аеродинамічні компоновки БПЛА:
a – класична; *б* – качка чи тандем; *в* – літаюче крило

Визначення аеродинамічної компоновки на етапі формування загального обрису ЛА найбільш доцільно виконати шляхом експертного аналізу [2], [4]. Для цього визначається з перелік критеріїв A_i , які найбільш точно описують вимоги до об'єкту розробки, розраховуються чисельні значення коефіцієнтів вагомості b_i , визначаються чисельні значення t_i кожного критерію для окремої компоновки табл. 1.

Таблиця 1.

Експертна оцінка аеродинамічних схем

	A_i	b_i	t_i		
			Класична	Тандем	Літаюче крило
1	Відповідність ТЗ	0,156	90	100	90
2	Зменшення транспортних розмірів	0,136	50	80	40
3	Технічна складність	0,132	70	75	60
4	Надійність	0,136	75	80	75
5	Стійкість до вітрового навантаження	0,112	80	80	85
6	Ефективність	0,102	70	70	70
7	Можливість модернізації	0,094	75	85	50
8	Стійкість до стартових прискорень	0,089	70	70	70
9	Кратність використання	0,043	90	90	90
	Сумарний бал T		73,53	81,45	69,06
	Нормоване значення T_n		0,7353	0,8145	0,6906

В даному випадку, коефіцієнт вагомості кожного критерію розрахований на основі комплексного методу [5], який підвищує достовірність результату.

В результаті експертного аналізу встановлено, що для БПЛА контейнерного старту раціональними аеродинамічними схемами є «тандем» чи «качка», при $T_n = 0,8145$. Доцільність застосування даної схеми підтверджує аналіз проведений в [3], де встановлено, що найбільш розповсюдженою є аеродинамічна схема тандем.

Визначення області існування базових проектних параметрів

На етапі попереднього проектування визначення базових проектних параметрів проводиться аналітичним методом, що базується на теоретично-статистичних залежностях [2], [11], тобто вивід базового формульного виразу дає відповідна теорія, а статистична інформація

дозволяє уточнити значення коефіцієнтів, що входять до виразу. В результаті визначається область раціональних значень параметрів (рис. 2): питома навантаження на крило P_0 (кг/м²), енергоозброєність $\overline{N}_{об}$ (Вт/кг), які є основними при визначенні основних масово-геометричних характеристики БПЛА.

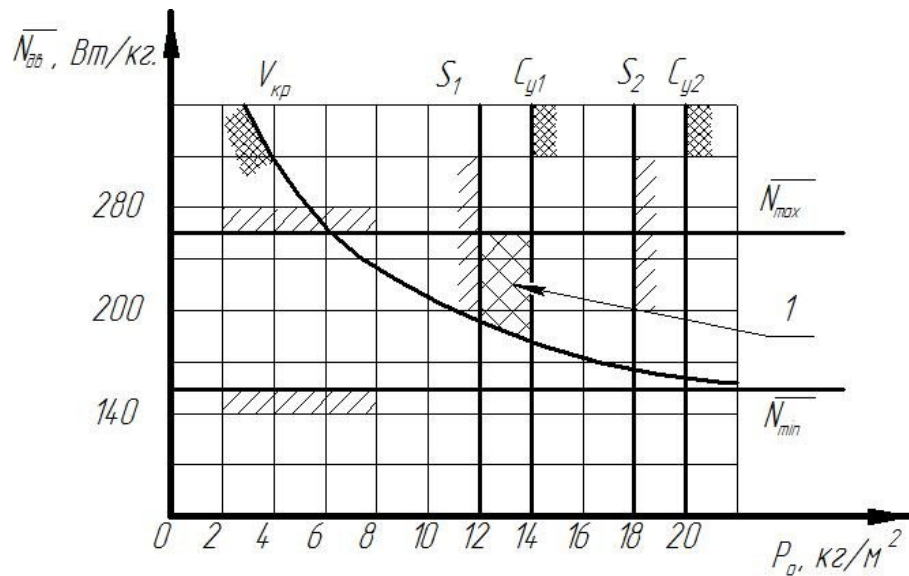


Рис. 2. Область існування проектних параметрів:

1 – раціональна область значень параметрів; S – площа крила; C_y – коефіцієнт підйомної сили; $\overline{N}_{об}$ – енергоозброєність; $V_{кр}$ – крейсерська швидкість польоту; індекси 1 та 2 – значення параметрів для різних конфігурацій БПЛА

Підхід до визначення раціональних геометрично-масових параметрів БПЛА

Основним чинником, що вносить жорсткі граничні умови при визначенні геометрії БПЛА, є компоновка транспортного відсіку з визначеними зонами розташування корисного навантаження, фюзеляжу та несучих поверхонь рис. 3. Для схеми «тандем» підйомальна сила створюється двома несучими поверхнями. З конструктивних міркувань приймається, що крила в складеному положенні не можуть займати більше ніж половини об'єму відсіку, обмеженого довжиною фюзеляжу.

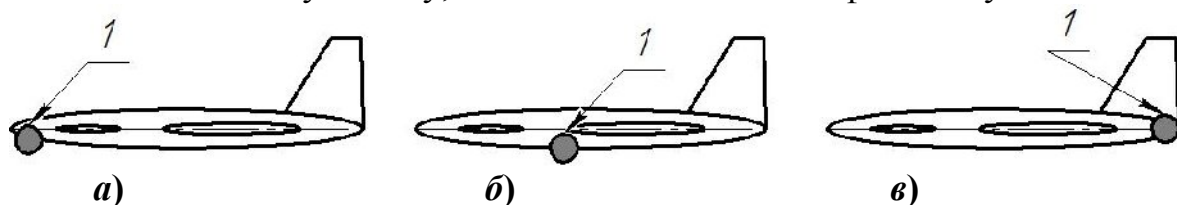


Рис. 3. Варіанти розміщення корисного навантаження:

1 – корисне навантаження; а – в носовій частині; б – під фюзеляжем; в – в

хвостовій частині

Положення відсіку корисного навантаження визначається згідно вимог:

- максимальний кут огляду передньої на півсфери по напрямкам: курс - 180° , вертикаль – 10° вгору та 100° вниз відносно повздовжньої вісі ЛА;
- мінімальний вплив на аеродинамічні характеристики ЛА;
- простота обслуговування та заміни блоку.

Визначення зони розміщення корисного навантаження проводиться на основі експертного аналізу можливих варіантів рис. 4.

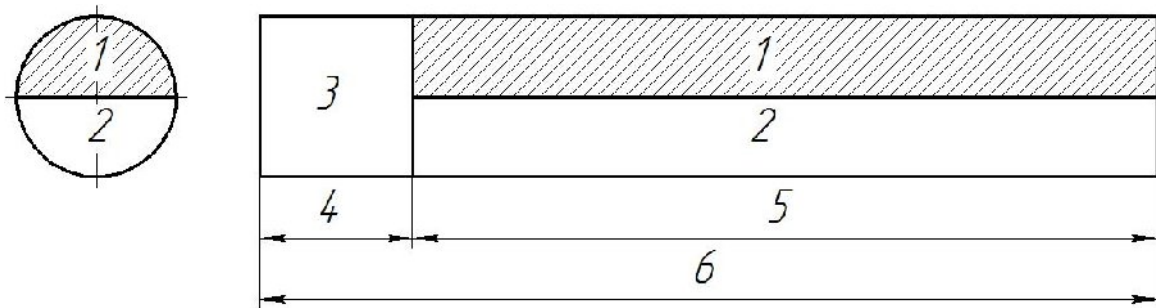


Рис. 4. Зона можливого розташування крила в перерізі:

1,2,3 – проектний об'єм крила, фюзеляжу та корисного навантаження;
4,5,6 – довжини відсіків корисного навантаження, крила та контейнеру

Для БпЛА контейнерного старту оптимальною зоною розміщення корисного навантаження є носова частина, при цьому забезпечується виконання всіх вимог.

Таким чином, загальна схема розміщення зон окремих елементів БпЛА контейнерного старту показана на рис. 4, при цьому вважається, що корисне навантаження може бути розміщене по всій висоті відсіку.

З врахуванням наведених вище зауважень виконується загальна компоновка БпЛА, при цьому геометричні та масові параметри обираються з врахуванням раціональних значень питомого навантаження на крило та енергоозброєності.

Один з можливих варіантів компоновки БпЛА зображено на рис. 5. Для обраної компоновки проводяться дослідження поперечної стійкості та керованості.

Вплив геометричних параметрів несучих поверхонь на характеристики шляхової та поперечної стійкості

Інтерференція між крилами в схемі «тандем» полягає насамперед, в скосі потоку за переднім крилом (а також в уповільненні та турбулізації потоку) [6]. Зазвичай, при аналітичному дослідженні скосу потоку за

крилом його замінюють П-подібним вихором (рис. 6) з трьома лінійними ділянками [7].

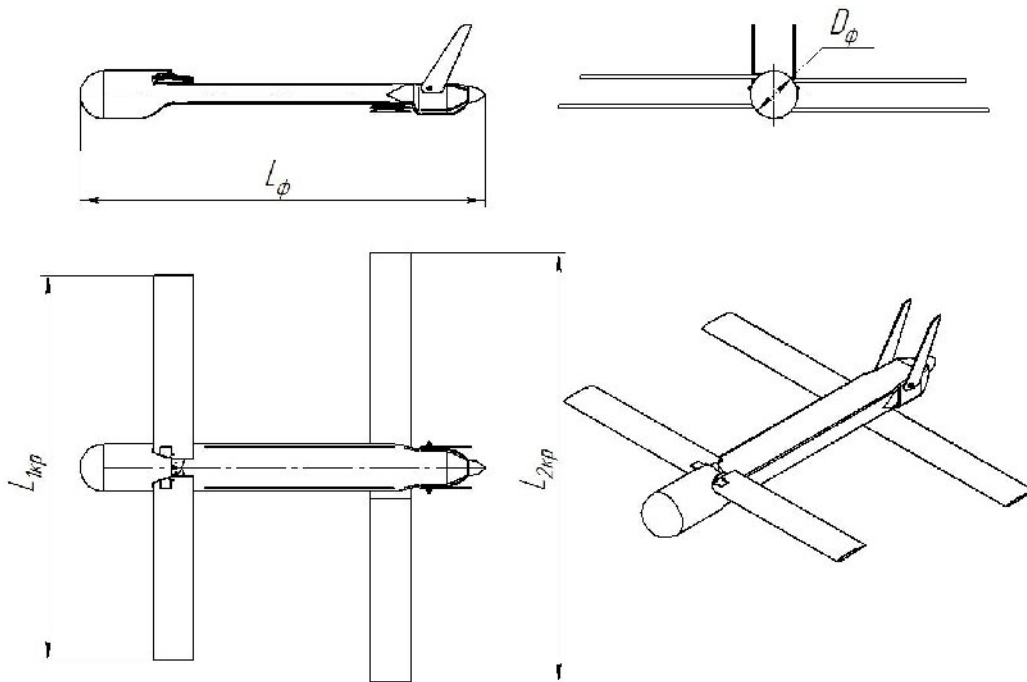


Рис. 5. Загальна компоновка БПЛА:

D_ϕ – діаметр фюзеляжу; L_ϕ – довжина фюзеляжу; $L_{кр}$ – розмах крила

В подальших якісних викладках вільні (кінцеві) вихори також вважаються прямолінійними. Насправді, як показують візуальні дослідження, внаслідок взаємовпливу (відштовхування) вільний вихор переднього крила має перегин при наближенні до заднього крила навіть при відсутності ковзання (рис. 7). Вільні вихори заднього крила можуть бути як прямолінійними, так і характерної для моноплану форми зі стягуванням до площини симетрії (рис. 6).

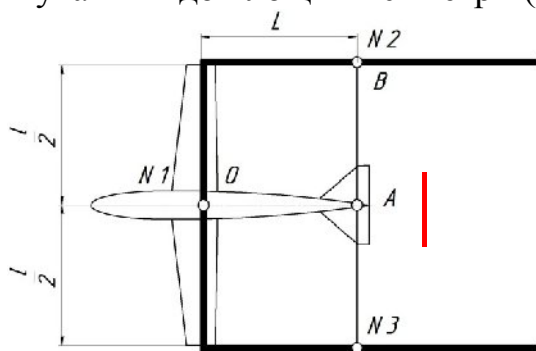


Рис. 6. П-подібний вихор крила



Рис. 7. Вільний вихор переднього крила при куті ковзання $\beta = -5^\circ$

Розглянемо ЛА без V-подібності крил при виникненні кута ковзання $\beta > 0$ (рис. 8):

- відстань l' між осями вихорів не змінюється, так як характер розподілу циркуляції за розмахом переднього крила не змінюється [8], [9]

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

- підйомна сила переднього крила зменшується, так як повздовжня складова швидкості складає $V = V_0 \cdot \cos\beta$, циркуляція в площині

$$\Gamma_0 = C_Y \frac{S_1}{l_1} V_0 \cos\beta \frac{\eta}{1,285\eta + 0,5}$$

- симетрії крила Γ_0 , тому швидкість і кут скосу потоку пропорційні Γ_0 , в тій же точці в швидкісній системі координат зменшується в $1/\cos\beta$ раз. При кутах ковзання $-10^\circ \leq \beta \leq 10^\circ$ зміною циркуляції в площині симетрії крила можна знехтувати з похибкою, що не перевищує 1,5 %;
- відстань від початку вільного вихору до точки його перетину з заднім крилом збільшується на $\Delta l = l_x \sin\beta$, однаково для обох консолей. Проте для реальних кутів ковзання та відстані $l_x \geq 0,6l_1$ [9] зміна інтенсивності вихору від такої зміни відстані є величиною другого порядку малості і нею можна знехтувати;
- осі вихорів проходять через заднє крило (точніше – через його лінію фокусів) в зв'язаній системі координат не по координатах $z = \pm l' / 2$, а по $z = \pm l' / 2 - l_x \operatorname{tg}\beta$, де l_x – відстань між лініями 25% хорд крил.

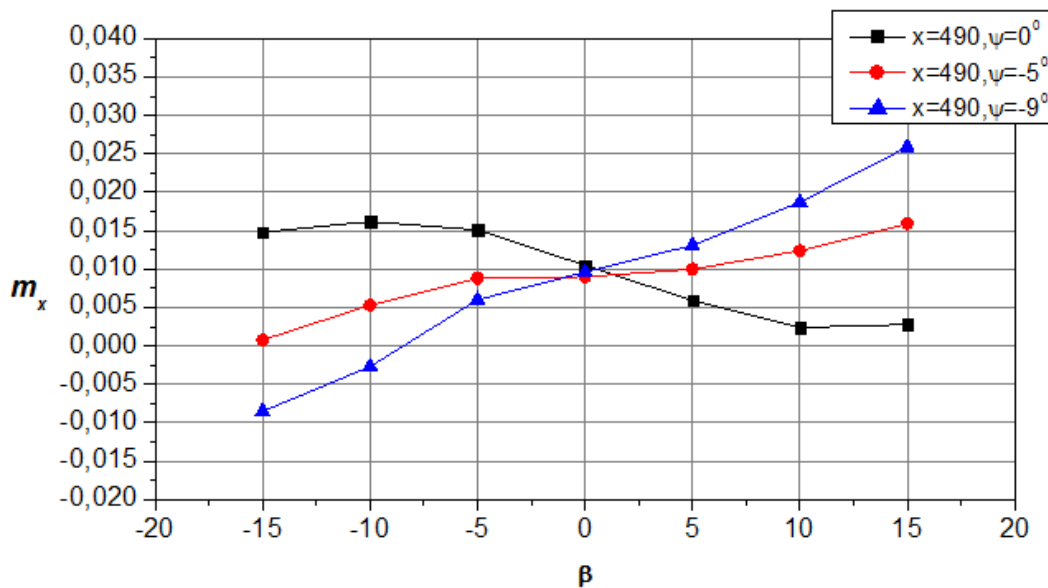


Рис. 8. Залежності ступеня поперечної статичної стійкості від кута ковзання

Загальний розмах заднього крила з від'ємним скосом потоку незмінний – l' , відповідно, і з додатнім скосом також незмінний – $l_2 - l'$. Проте відбувається перерозподіл скосу потоку за консолями заднього крила. З якісних міркувань (рис. 6) очевидно, що при $\beta > 0$ дійсний кут атаки на правій консолі зростає, на лівій – зменшується, тобто $m_x^\beta < 0$.

Зазначимо, що для традиційної схеми ЛА із горизонтальним оперенням (ГО) спостерігається протилежне явище: на правій консолі ГО дійсний кут атаки знижується через наближення осі вільного вихору правої консолі крила. Так як розмах оперення в традиційній схемі в кілька разів менший за розмах крила, вільний вихор досить віддалений від оперення, і даний негативний прояв інтерференції несучих поверхонь є нехтовно малим. В той же час для ЛА схеми «тандем», що має порівняні за площею несучі поверхні, дане явище може суттєво впливати на загальну стійкість апарату і його необхідно аналітично враховувати.

Якісно очевидно, що при збільшенні повздовжнього винесення крила поява кута β буде створювати більший за абсолютною величиною момент, так як вільний вихор більше переміщується вздовж розмаху заднього крила і створює більшу асиметрію обтікання. Тобто при зростанні l_x за абсолютною величиною збільшується і m_x^β , обумовлений інтерференцією крил, а поперечна стійкість збільшується.

Можна зробити висновок, що інтерференція крил в схемі «тандем» зменшує коефіцієнт поперечної статичної стійкості та позитивно впливає на його загальні характеристики стійкості. Тобто до формул, які визначають поперечну стійкість необхідно внести поправку на інтерференцію $m_{x_{imm}}^\beta$.

При застосуванні V -подібності крил для віддалення їх кінцевих частин та зменшення загального індуктивного опору [10] вільний вихор переднього крила віддаляється від заднього крила. Загальний скіс потоку (і додатній, і від'ємний) наведений переднім крилом на задньому крилі за модулем зменшується, а значить і позитивний вплив індуктивної інтерференції на поперечну стійкість зменшується.

Експериментальна частина

Перевірка математичної моделі була проведена в аеродинамічній трубці АТ-1 (ДП «Антонов»). Для визначення характеристик бокової стійкості мали місце випробування моделі в схемах «тандем» (переднє крило – високоплан, заднє – низькоплан) і «моноплан» (прибрано заднє крило). Для схеми «тандем» варіювалося повздовжнє винесення крил (390, 490 та 590 мм), кут ψ V -подібності заднього крила (0° , -5° , -9°), розмах переднього (1050, 1450 мм) та заднього крил (1170, 1570 мм). Надалі прийняті позначення компоновок: 1–1 – обидва крила малого розмаху; 2–2 – обидва крила великого розмаху; 2–1 – переднє крило великого розмаху, заднє – малого (єдина компоновка, в якій розмах переднього крила більший, ніж заднього). Коефіцієнти статичної поперечної та шляхової стійкості для компоновки 1–1 при різних повздовжніх винесень крил x_{zk} та кутів поперечного V заднього крила (рис. 8, рис. 9).

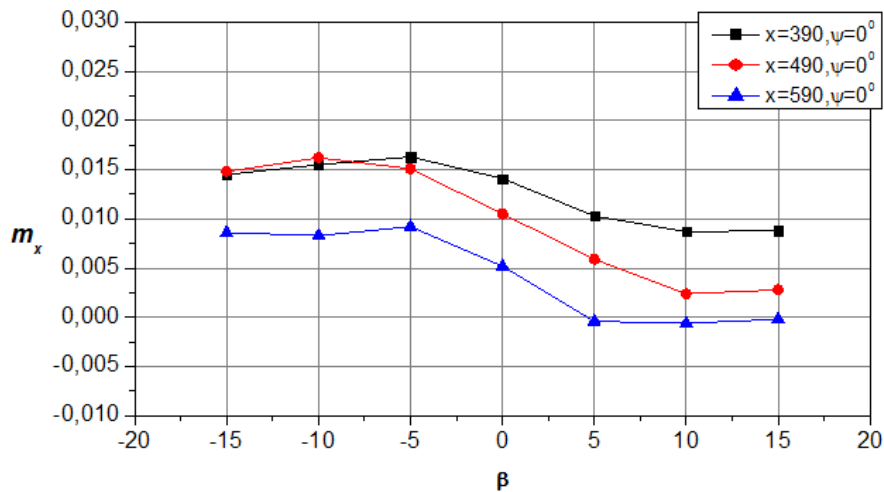


Рис. 9. Залежності ступеня поперечної статичної стійкості від кута ковзання

Аналіз результатів

Загалом у всіх випробуваних компоновках модель характеризується *шляховою статичною стійкістю*.

Модель без заднього крила (схема «моноплан») не має поперечної статичної стійкості через від'ємний кут поперечного V . Модель з заднім крилом (схема «тандем») може бути як статично стійкою, так і нестійкою за креном.

Поява від'ємного кута поперечного V заднього крила очікувано погіршує поперечну стійкість моделі для всіх компоновок. Слід відмітити також вплив повздовжнього винесення крила $x_{зк}$ на поперечну статичну стійкість моделі. Для компоновок 1–1 і 2–2 при відсутності кута поперечного V заднього крила ($\psi = 0^\circ$) та крейсерському куті атаки ($\alpha \approx 5^\circ$) збільшення винесення підвищує поперечну статичну стійкість; при більших кутах атаки ($\alpha \approx 10,4^\circ$) збільшення повздовжнього винесення дещо знижує поперечну статичну стійкість (збільшує коефіцієнт m_x^β). При кутах поперечного V $\psi = -5^\circ$ та $\psi = -9^\circ$ зміна повздовжнього винесення крила слабо впливає на коефіцієнт поперечної статичної стійкості. Тобто вже при $\psi = -5^\circ$ вплив інтерференції на поперечну стійкість в усіх компоновках суттєво зменшується.

Для компоновки 2–1 збільшення повздовжнього винесення крила практично не впливає на коефіцієнт поперечної статичної стійкості при різних кутах атаки (модель є нестійкою за креном), але зменшує коефіцієнт шляхової статичної стійкості (збільшує стійкість за курсом). Тобто компоновка з більшим розмахом переднього крила має в боковому русі характеристики якісно аналогічні традиційній схемі – з горизонтальним оперенням, де інтерференцією можна знехтувати.

Експеримент для компоновки 1-1 доводить: при відсутності кута поперечного V m_Y^β не залежить від повздовжнього винесення крила. Тобто, не зважаючи на зміну картини інтерференції i , відповідно, величину $m_{X_{int}}^\beta$, $m_{Y_{int}}^\beta$ є постійною і дорівнює нулю, що і було показано аналітично. Для компоновки 2-2 висновки не є настільки ж однозначними через деформації крила великого розмаху, що змінюють кут поперечного V .

Висновки

Формування обрису БпЛА контейнерного старту на етапі попереднього проектування доцільно проводити з застосуванням експертного аналізу. Даний метод розглянуто на прикладі визначення аеродинамічної компоновки БпЛА. З'ясовано, що найбільш доцільним є застосування аеродинамічної схеми «тандем» чи «качка». Визначення чисельних значень геометричних розмірів проводиться в декілька етапів:

- на основі статистично-аналітичного методу визначають область раціональних значень питомого навантаження та навантаження на силову установку;
- з врахуванням вимог по розміщенню корисного навантаження формують розподіл простору між фюзеляжем, системою несучих поверхонь та корисним навантаженням;
- на основі аналітичних залежностей визначають геометрію окремих складових та виконують загальну компоновку, яка є основою для досліджень аеродинаміки, стійкості та керованості.

Шляхова стійкість ЛА схеми «тандем» близька до ЛА традиційної схеми, що узгоджується з попередніми дослідженнями [10, с. 61].

Інтерференція несучих поверхонь в схемі «тандем» підвищує загальну поперечну стійкість ЛА порівняно з традиційною аеродинамічною схемою. Забезпечення поперечної стійкості БпЛА з врахуванням інтерференції між крилами потребує меншої площі вертикального оперення (і/або кінцевих шайб), а відповідно, дозволяє зменшити загальний опір літального апарата схеми «тандем».

Використання від'ємної V -подібності заднього крила знижує поперечну стійкість ЛА. Для компенсації цього ефекту доцільно застосовувати додатну V -подібність переднього крила. При цьому позитивна інтерференція крил значно зменшується вже при $\psi = -5^\circ$.

Задачами подальших досліджень є:

- розробка методики визначення раціональних геометричних параметрів БпЛА контейнерного старту схеми «тандем»;
- розробка аналітичного методу розрахунку характеристик літального апарата схеми «тандем» в боковому русі на основі методів чисельної аеродинаміки.

Список використаних джерел

1. *Даник Ю. Г.* Безпілотні літальні апарати: означення. Класифікація, стан та перспективи розвитку і використання // *Космічна наука і технологія.* – 2008. - №1. – С.30 - 43.
2. Беспилотные летательные аппараты: Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / В. М. Ильюшко, М. М. Митрахович, А. В. Самков, В. И. Силков, О. В. Соловьев, В. И. Стрельников; Под общ. Ред. В. И. Силкова. – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302 с.
3. *Збруцький О. В.* Безпілотні літальні апарати контейнерного старту: сучасний стан і напрямки досліджень / О. В. Збруцький, О. М. Масько, В. В. Сухов // *Вісник ММІ*, вип. 64. – К. : НТУУ «КПІ», 2012. – С. 63-66.
4. *Торенбик Э.* Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ. / Пер. с англ. Е. П. Голубков / Э. Торенбик. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.
5. *Лисецкий Ю. М.* Метод комплексной экспертной оценки для проектирования сложных технических систем / Ю. М. Лисецкий // *математичні машини і системи.* – 2006. – №2 – С.141–146.
6. *Петров К. П.* Аэродинамика элементов летательных аппаратов / К. П. Петров. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
7. *Юрьев Б. Н.* Экспериментальная аэродинамика / Б. Н. Юрьев. – Часть 2. Индуктивное сопротивление. – М. : НКОП СССР, 1938. – 275 с.
8. *Остославский И. В.* Продольная устойчивость и управляемость самолета / И. В. Остославский, Г. С. Калачев. – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1951. – 368 с.
9. *Вотяков В. Д.* Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем – Ч. 1 «Аэродинамика» / В. Д. Вотяков. – ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – 654 с.
10. *Шахов В. Г.* Аэродинамические усовершенствования и схемы летательных аппаратов / В. Г. Шахов. – Куйбышев, Куйбышевский авиационный институт им. С. П. Королева, 1984. – 72 с.
11. *Масько О. М., Сухов В. В.* Визначення базових параметрів безпілотного літального апарату на етапі попереднього проектування: VIII Міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки», Збірник доповідей, м. Київ, 2011 р.