

УДК 629.7.014-519.085.24:004.942

doi: 10.32620/aktt.2023.4sup1.06

О. Е. ХРУЛЄВ

Міжнародне моторне бюро, Немішаєве, Київська обл., Україна

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПНЕВМАТИЧНОЇ ПУСКОВОЇ СИСТЕМИ З УРАХУВАННЯМ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ, ДВИГУНА ТА ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА

Незважаючи на значні успіхи у розробці сучасних безпілотних літальних апаратів (БПЛА), для них звичайно не використовують універсальні пускові комплекси. Для оцінки характеристик пускових установок БПЛА застосовують прості методи на рівні аналізу чинних сил, проте вони не дають можливості правильно вибрати тип та параметри катапульты для конкретних завдань. **Предмет дослідження** – універсальна пневматична пускова система для оперативно-тактичних БПЛА. **Метою** роботи є вибір конструктивної схеми та основних параметрів універсальної пневматичної катапульты для БПЛА оперативно-тактичного класу. **Завдання:** розробити та чисельно вирішити математичну модель пневматичної катапульты, виконати аналіз характеристик, обґрунтувати вибір конструктивної схеми та основних параметрів пневматичної катапульты при зміні вихідних параметрів у широких межах. **Методи дослідження.** Використано термодинамічний метод, за допомогою якого було складено та чисельно вирішено диференціальні рівняння руху елементів конструкції при різних поєднаннях значень параметрів. **Результати.** Шляхом моделювання отримано основні характеристики катапульты та показано, що для ефективного функціонування пускової установки не потрібно ніякого спеціального ущільнення поршня пневмоциліндра, виток повітря через зазор є контрольованими внаслідок малого часу процесу навіть при високих робочих тисках. Крім цього, визначена допустима мінімальна висота точки кріплення троса на візку над шківом блоку, нижче за яку різко збільшуються навантаження на трос і поршень. **Висновки.** Розроблена модель підтвердила універсальність застосування пневматичної катапульты схеми для оперативних і оперативно-тактичних БПЛА злітною масою від 50 до 250 кг, причому такий широкий діапазон забезпечується тільки регулюванням тиску повітря в ресивері та недоступний в системах інших типів. Водночас якщо підвищення тиску буде обмежено вимогами безпеки, можливість подальшого збільшення злітної маси БПЛА в схемі катапульты, що розглядається, зберігаються шляхом збільшення діаметра пневмоциліндра.

Ключові слова: БПЛА; стартовий комплекс; катапульта; поршневий двигун.

Вступ

Створення авіаційних безпілотних комплексів містить розробку як самого безпілотного літального апарату (БПЛА) та її систем, а й системи його старту. Залежно від маси, призначення та обраної конструктивної схеми БПЛА системи старту показують значну різноманітність як за типами, так і особливостями застосування [1, 2].

Якщо для тактичних БПЛА класів Мікро (до 2 кг) та Міні (2-15 кг) нерідко використовується старт з руки оператора або помічника [3], то для важких БПЛА оперативного та особливо стратегічного класу не рідкістю є старт з бетонної злітно-посадкової смуги (ЗПС) чинних аеродромів [4]. Однак для тактичних та оперативно-тактичних БПЛА в діапазоні маси від 15 кг і більше ці способи можуть бути неефективними. Наприклад, при масі більш як 10-15 кг стає практично неможливим як запуск з руки оператора з фізичних обмежень і вимог безпеки, так і старт

із землі через відсутність не тільки аеродрому, але навіть, можливо, придатного майданчика з твердим покриттям поблизу місця базування. Крім того, є обмеження через застосування повітряних гвинтів фіксованого кроку – вони не можуть бути розраховані на найкращі злітні характеристики, щоб не погіршити льотнотактичні характеристики апарату [5]. Зліт зі ЗПС вимагає також наявності шасі та додаткового запасу палива, що за інших рівних умов збільшує масу та зменшує корисне навантаження БПЛА. Саме комплексом таких причин і пояснюється той факт, що в діапазоні мас апаратів, що розглядається, спеціальний стартовий комплекс часто не має практичної альтернативи.

Однак якщо з необхідністю розробки та застосування стартового комплексу для БПЛА оперативного та тактичного класів більш менш зрозуміло, то з вибором типу системи старту є велика кількість варіантів. Крім того, не всі пускові системи опрацю-

вані настільки детально, щоб можна було легко вибрати їх оптимальні параметри для конкретного завдання.

1. Аналіз останніх досліджень та публікацій

До теперішнього часу всі розроблені пускові пристрої для безпілотних літальних апаратів можна поділити на кілька основних типів. Серед них автомобільні, банджі-системи, пружинні, кінетичні, електромагнітні, гідравлічні, пневматичні та ракетні.

Досвід використання таких систем накопичений за багато десятиліть. Це дозволяє виявити переваги та недоліки кожного типу в залежності від того, наскільки системи, що розглядаються, задовольняють основним технічним вимогам до систем старту БПЛА. Перелік таких вимог включає [2]:

- 1) діапазон швидкостей запуску (зазвичай 20-40 м/с),
- 2) діапазон кутів запуску (зазвичай 5-20°),
- 3) допустиму злітну масу БПЛА,
- 4) прискорення під час запуску (зазвичай 5-10g),
- 5) дистанційне керування запуском,
- 6) діапазон робочих температур (зазвичай від -25 до +40°C),
- 7) масу та максимальну довжину установки,
- 8) вартість системи,
- 9) час підготовки з транспортного стану, можливість швидкого розбирання для транспортування та зберігання (зазвичай до 15 хвилин),
- 10) чисельність обслуговочного персоналу,
- 11) загальну безпеку, надійність та простоту експлуатації.

Хоча ці вимоги враховуються під час концептуального проектування пускових катапультних систем, можна виділити й інші загальні положення. Наприклад, сьогодні основною технічною проблемою, що з пусковими установками для БПЛА, є накопичення потенційної енергії запуску [5]. Залежно від типу систем існує кілька рішень щодо накопичення енергії. Це можуть бути конденсатори та акумулятори в електромагнітних пускових установках, ресивери та гідроакумулятори в пневматичних і гідравлічних пускових системах, пружні деталі в банджі та пружинних пускових установках, тверде ракетне паливо в ракетних прискорювачах і т.д. Тобто загальною ознакою для всіх цих рішень є запас енергії в її потенційній формі.

Крім цього, конструкція більшості пускових пристроїв [6] вимагає використання спеціального візка, на який апарат, що запускається, встановлюється на етапі старту. Конструкція та параметри установки багато в чому визначаються способом перетворення потенційної енергії запуску до кінетичної енергії

БПЛА. Це може бути дія актуатора (пружного елемента, поршня, ракетного двигуна) на розгінний візок безпосередньо, а також через блок або систему блоків. Після старту БПЛА необхідно ініціювати керований процес гальмування візка, що також становить складності для деяких типів систем [7].

Автомобільні пускові установки [4] найпростіші та включають лише спеціальне кріплення БПЛА, яке забезпечує його розчеплення після розгону автомобіля до заданої швидкості зльоту. Перевага такої конструкції пускової системи у простоті та дешевизні, оскільки вся енергія забезпечується автомобілем. Однак очевидним недоліком, який запобігає застосуванню, є не тільки сам автомобіль, а й необхідність великого відкритого простору з твердим покриттям. У реальних умовах для цілого ряду завдань забезпечити це важко чи неможливо.

БПЛА вагою до 5 кг (іноді більше) нерідко запускаються за допомогою так званих банджі-механізмів, де пружний банджі-шнур попередньо закручується лебідкою або механічно натягується [8]. Потенційна енергія запасується в еластичному шнурі та далі передається механізму, який утримує БПЛА. Такі системи відносно прості та дешеві в порівнянні з іншими, їх конструкція зазвичай складається з силових рами та набору гумових джгутів, які виконують роль приводу. Замість шнура як пружний елемент може бути також використана пружина [9]. Однак зі зростанням маси апарату починають проявлятися обмежені зусилля та інші недоліки цього типу пристроїв, у тому числі обмеження на керування параметрами та відносно швидке зношування пружних елементів.

Пристрої з електричним приводом, включаючи синхронні магнітні пускові установки, також розглядалися раніше, причому навіть для порівняно важких БПЛА масою кілька сотень кілограмів [7]. Але вони не набули поширення через складність перетворення енергії та необхідність застосування спеціальних гальмівних механізмів для візка після старту БПЛА [10]. Це стосується й інших систем запуску – наприклад, гідравлічних, де використовується стислий газ як джерело енергії. У таких системах оливна порожнина гідроакумулятора з'єднується з пусковим циліндром, а поршень у ньому – з рухомою траверсою поліспастного механізму, який застосовується для мультиплікації переміщення візка з БПЛА при невеликому переміщенні поршня.

Не отримали помітного поширення в межах діапазону мас БПЛА, що розглядається, інерційні пускові системи з використанням енергії обертового маховика – внаслідок складності передачі енергії до візка [5]. Обмежено застосовні виявилися також пускові системи з ракетними прискорювачами, які ра-

ніше використовували, головним чином, для повно-розмірних важких БПЛА стратегічного класу.

Навпаки, найширше поширення нині мають пневматичні катапульти системи, де як робочого середовища використовується стиснене повітря. Велика енергія, що запасається при стисканні повітря, дозволяє легко запускати БПЛА масою 50-200 кг і більше [7]. Ці системи порівняно прості, надійні, дозволяють легко регулювати зміну маси та швидкості зльоту. Порівняно з деякими іншими системами, наприклад, банджи-механізмами, вартість пневматичної пускової системи може бути вищою, проте ця різниця не критична.

Основним недоліком пневматичної пускової установки є значні габаритні розміри, що може створити проблеми при транспортуванні. Крім того, забезпеченню заданих параметрів руху візка на етапах пуску та гальмування перешкоджають великі сили інерції в системі [2]. Проте, внаслідок багатьох переваг пневматичні системи становлять нині більшість серед інших пускових установок [7].

На практиці знаходять застосування 3 основних конструктивних схем пневматичних катапульти (рис. 1) - прямої дії (1), з блоком (2) і з поліспадом (3).

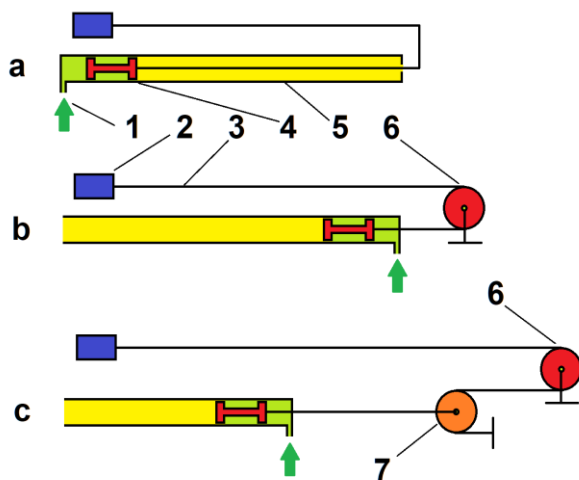


Рис. 1. Основні типи пневматичних катапульти: а – прямої дії, б – з блоком, с – з поліспадом, 1 – вхід стисненого повітря, 2 – візок з корисним навантаженням, 3 – трос, 4 – поршень, 5 – циліндр, 6 – нерухомий шків блоку, 7 – рухомий шків

Катапульти прямої дії (1) мають обмежену сферу застосування за масою БПЛА (зазвичай не більше 40-50 кг) та швидкості старту (менше ніж 20 м/с) через проблеми, пов'язані з великими ходами штока пневмоциліндра [11, 12]. Крім того, у таких системах необхідний спеціальний додатковий циліндр для гальмування візка після старту, що різко ускладнює конструкцію [7].

У складніших катапульти з поліспадним механізмом (3) при укороченому ході поршня в циліндрі різко зростають навантаження на ролики (шків) та опори, що вносить обмеження по масі та швидкості старту [9]. В результаті проста схема з блоком (2) може виявитися найбільш ефективною в найширшому діапазоні параметрів БПЛА.

Незважаючи на те, що пневматичним катапультам для пуску БПЛА традиційно присвячено велику кількість робіт, можна помітити, що детального опрацювання процесу запуску БПЛА не приділяється належної уваги. Наприклад, є велика кількість робіт оглядового характеру [1, 2], тоді як теоретичне дослідження, а тим більше моделювання роботи систем часто замінюється найпростішим аналізом чинних сил [10]. Після чого, як можна зрозуміти з прикладів [6], відразу розпочинають проєктування установки. Це спричиняє ризик вибору неоптимальних параметрів або навіть усієї конструктивної схеми [13].

Тільки в незначній частині джерел є більш менш докладний математичний опис аналізованих процесів [14, 15]. Однак воно, як правило, обмежене обраною схемою катапульти, тобто не застосовується до інших схем, не враховує деяких важливих процесів, а в деяких випадках навіть може містити помилки [11]. Внаслідок цього спостерігається досить спрощений підхід до вибору параметрів пускової установки. Можливо, це пов'язано з тим, що у будь-якому безпілотному комплексі основу становить БПЛА, а допоміжні системи розглядаються за певним залишковим принципом, оскільки не впливають безпосередньо на виконання завдання [16, 17]. Це може призвести не лише до вибору неоптимальних параметрів установки та обмежень області її застосування, але й до ускладнення та подорожчання всього безпілотного комплексу коштом системи старту.

2. Постановка задачі

Метою дослідження є вибір конструктивної схеми пневматичної катапульти, розробка математичної моделі та аналіз характеристик при зміні вихідних параметрів у широких межах. Для досягнення поставленої мети використано термодинамічний метод, за допомогою якого було складено та чисельно вирішено диференціальні рівняння руху елементів конструкції при різних поєднаннях значень параметрів.

3. Вибір схеми пускової системи

Для подальших досліджень обрано просту схему з тросовим блоком (рис. 2). Вибір обумовлений основною перевагою цієї схеми – відсутністю спеціального гальмівного механізму для візка.

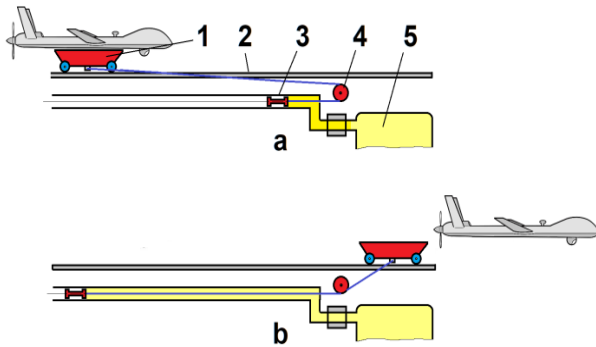


Рис. 2. При роботі катапульти з блоком можна виділити 2 фази, у тому числі фазу розгону візка з БПЛА (а) і фазу старту БПЛА з гальмуванням візка (б):
1 – візок, 2 – напрямні, 3 – пневмоциліндр, 4 – блок, 5 – ресивер

В результаті конструкція пускової установки виходить гранично простий (рис. 3) – дві напрямні з пневмоциліндром, з'єднані шпангоутами, утворюють силовий каркас, візок на напрямних через блок з'єднаний тросом з поршнем, до порожнини якого підключений ресивер.

На підставі очевидного співвідношення мас візка та БПЛА гальмування візка після старту має відбуватися шляхом витягування поршня у бік проти руху на розгоні. При цьому гальмівний шлях передбачається набагато коротше довжини розгону відповідно до співвідношення мас БПЛА і візка, проте кількісні дані вимагають уточнення.

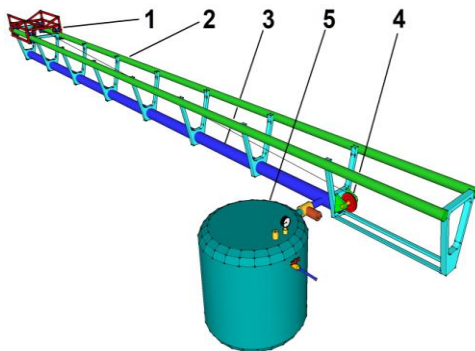


Рис. 3. Конструктивна схема катапульти з включенням пневмоциліндра до складу силової структури (позначення згідно з рис. 2)

3. Математична модель

На попередньому етапі дослідження сформульовано основні положення запропонованої моделі та складено алгоритм розрахунку. Основний вузол досліджуваної пускової системи – це шків блоку (рис. 4), вертикальна дотична до якого визначає нульову позицію візка (координату x).

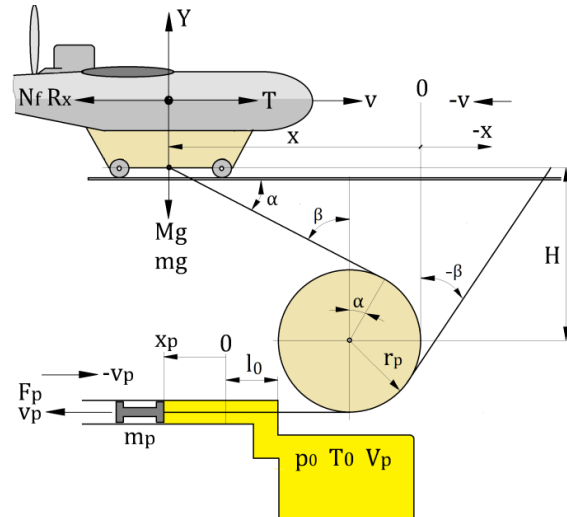


Рис. 4. Розрахункова схема блоку та чинних сил: рух візка при негативному куті β призводить до його автоматичного гальмування коштом реверсу поршня

Оскільки поршень пов'язаний з візком тросом, його переміщення залежить від переміщення візка, але не дорівнює йому через наявність змінного кута нахилу троса від напрямних візка.

Розглянемо розрахункову схему катапульти докладніше.

3.1. Кінематика тросового блоку

Внаслідок висоти напрямних над блоком точка кріплення троса на візку розташована на висоті H від осі шків (рис. 4), а трос тягне візок під нахилом. Знайдемо кути троса. Очевидно:

$$H = \frac{x-r}{\tan \beta} + \frac{r}{\sin \beta}, \quad (1)$$

де $r = d/2$ – радіус шків, β – кут троса від вертикалі, x – координата кріплення троса на візку від нульової позиції (рис. 4). У цьому вліво значення x позитивні, вправо – негативні, а початкова позиція візка перебуває в заданій відстані L_0 від нуля.

Перетворюємо формулу (1):

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{\frac{x-r}{H} + \frac{r}{H \cos \beta}}{\frac{r}{H \cos \beta}} \quad (2)$$

Рівняння (2) може бути перетворене до квадратного щодо $\cos \beta$ або $\sin \beta$, проте рішення не тільки громіздко, а й неоднозначно, а при переході через нуль ще й змінює знак. Вирішити рівняння можна методом послідовних наближень, проте, щоб не ускладнювати задачу, знайдено наближене рішення. У рівнянні (2) другий доданок менший за перший, тому $\cos \beta$ можна просто замінити наближеною формулою:

$$\cos \beta = \frac{H}{\sqrt{H^2 + x^2}},$$

звідки з (2):

$$\tan \beta = \frac{1}{H} \left[x + r \left(\sqrt{1 + \left(\frac{x}{H} \right)^2} - 1 \right) \right]. \quad (3)$$

При $x = 0$ із (3) випливає, що $\beta = 0$, що точно відповідає реальній картині (рис. 4). При великих x (коли β близький до 90°) помилка в обчисленні за формулою (3) невелика і не перевищує $20-30'$, що для практичних результатів також цілком допустимо.

Важливою умовою правильної роботи моделі є зв'язок візка з поршнем через шків блоку. Якщо припустити, що трос абсолютно жорсткий, його довжина постійна і дорівнює:

$$L_c = l_1 + l_2 + l_3 + l_4, \quad (4)$$

де: $l_1 = (H - r \sin \beta) / \sin \alpha$ – довжина верхньої частини троса, для якої кут обчислений за формулою (3) при $x = L_0$, а $\alpha = 90^\circ - \beta$ (рис. 4),

$l_2 = \pi r(90^\circ + \beta) / 180$ – довжина частини троса на шківі при $x = L_0$,

$l_3 = r$ – орієнтовна відстань від нижнього краю шківів до торця (кришки) пневмоциліндра,

$l_4 = l_0$ – початкове положення поршня в циліндрі від переднього торця,

$\alpha = 90^\circ - \beta$ – кут нахилу верхньої частини троса.

При русі візка координата x кінця троса зменшується, тоді координату (переміщення) поршня в циліндрі x_p можна знайти з умови сталості довжини троса за формулою:

$$x_p = L_c - \frac{H - r \sin \beta}{\sin \alpha} - \frac{\pi r(90^\circ + \beta)}{180} - l_0 - r. \quad (5)$$

При цьому швидкості візка v і поршня v_p також пов'язані (рис. 4):

$$v_p = v \sin \beta.$$

Вибір формули для розрахунку довжини верхньої частини троса через висоту H і кут β (2) пов'язаний з переходом візка через нульове положення, при якому кут β переходить через 0 . Якщо довжину троса безпосередньо зв'язати з координатою візка x , а не з кутом β , це може викликати появу небажаної особливості точки для розрахунку.

3.2. Сили, що діють у пусковій установці

Схема впливу сил на візок наведено на рис. 4. Для візка справедливе рівняння 2-го закону Ньютона:

$$m_0 \frac{d\vec{v}}{dt} = \sum_{k=0}^n \vec{F}_i. \quad (6)$$

Рівняння (6) визначає прискорення $d\vec{v}/dt$ тіла масою m_0 під дією прикладених сил $\vec{F}_i$.

Якщо зв'язати вісь x з напрямними катапульти, то з рівняння (6) отримаємо рівняння, що описують рух візка з початкової точки у вигляді:

$$M_\Sigma \frac{dv}{dt} = F_{px} + T - R_x - F_f - F_{gx}, \quad (7)$$

де $M_\Sigma = M + m$ – загальна маса системи, що розганяється, M – маса БПЛА, m – маса візка і пов'язаної з нею маси троса, F_{px} – проекція на вісь x сили тяги троса, T – тяга повітряного гвинта двигуна, R_x – сила аеродинамічного опору БПЛА та візки, F_f – сила тертя, F_{gx} – проекція на вісь x сили тяжіння, якщо катапульта має кут підйому.

Розглянемо складові рівняння (7).

При вирішенні рівняння (7) важливо правильно враховувати зміну маси системи M_Σ у процесі розгону. Після зльоту БПЛА до рівняння (7) входить лише маса m візка та троса. Тому моментом відриву БПЛА від візка було започатковано гальмування візка (зміна знака прискорення як похідної dv/dt з позитивного на негативний).

Сила тяги троса F_p визначається тиском p у пневмоциліндрі, площею поршня діаметром d_p і кутом нахилу троса β :

$$F_{px} = F_p \sin \beta = \frac{\pi}{4} d_p^2 (p - p_0) \sin \beta, \quad (8)$$

де p_0 – атмосферний тиск.

Кут підйому катапульти φ впливає лише на характер дії сили тяжіння на візок та БПЛА (рис. 5). Зі зростанням кута сила опору руху візка від сили тяжіння збільшується у відповідність до виразу:

$$F_{gx} = g(M + m) \sin \varphi. \quad (9)$$

Але ні на підймальну силу крила, як помилково зазначено в [11], ні на аеродинамічний опір БПЛА, ні та потяг гвинта двигуна кут нахилу катапульти не впливає. Однак кут нахилу впливає на силу тертя, оскільки зі зростанням кута φ нормальна проекція сили тяжіння на напрямні зменшується.

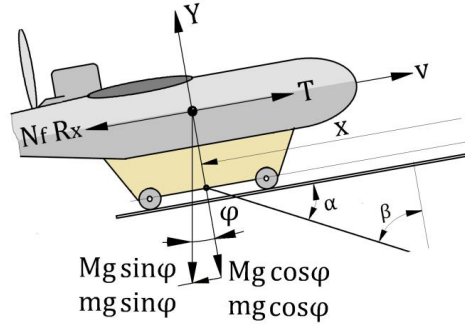


Рис. 5. При нахилі напрямних катапульти змінюється лише характер дії сили тяжіння – крім зменшення нормальної сили тиску на напрямні з'являється додаткова сила опору руху візка

У перпендикулярній проекції діють також підймальна сила крила БПЛА та відповідна проекція сили тяги троса

$$F_y = F_{py} + F_{gy} - Y = \frac{\pi}{4} d_p^2 (p - p_0) \cos \beta + mg \cos \varphi + C \quad (10)$$

де: $C = Mg \cos \beta - C_y \frac{\rho_0 v^2}{2} S$ – сила тиску БПЛА на візок (негативне значення C означає зліт БПЛА з візка, для такого випадку необхідно прийняти $C = 0$), F_{py} – вертикальна складова сили тяги троса, Y – підймальна сила БПЛА, S – площа крила, C_y – аеродинамічний коефіцієнт підймальної сили.

Для моделювання доцільно вибрати параметри конкретних БПЛА. Наприклад, такі дані апарату масою 50 кг наведені у роботі [18], зокрема, коефіцієнт C_y на злітному режимі (прийнятий рівним 0,865), і навіть площа крила $S=3,8 \text{ м}^2$.

Знаючи силу F_y , можна визначити силу тертя кочення роликів візка [19]:

$$F_f = k_f F_y, \quad (11)$$

де k_f – коефіцієнт тертя кочення роликів візка по напрямних (за даними [20] можна прийняти $k_f = 0,02 - 0,05$).

До сили тертя роликів візка необхідно додати силу тертя в підшипнику шківів блоку, яка визначається навантаженням на шків від троса. Щоб не ускладнювати задачу, в 1-му наближенні було прийнято, що сила тертя прямо пропорційна силі натягу троса від поршня пневмоциліндра, тобто:

$$F_{fp} = k_{fp} (p - p_0) \frac{\pi}{4} d_p^2, \quad (12)$$

де k_{fp} – коефіцієнт тертя підшипника шківів (відповідно [18], $k_{fp} = 0,002$).

Сила аеродинамічного опору БПЛА розраховується за такою формулою:

$$R_x = C_x \frac{\rho_0 v^2}{2} S. \quad (13)$$

На злітному режимі при малих швидкостях аеродинамічна якість літального апарату $K = C_y / C_x$ зазвичай невелика і лежить у проміжку $K = 3-5$. Тоді ці значення можна використовувати розрахунку сили опору за формулою (13). Сила аеродинамічного опору візка при моделюванні не враховувалася, але приймалося мінімальне значення якості 3,0.

Зі всіх сил, що входять до рівняння (7), залишається визначити силу тяги гвинта. Відповідно до [21, 22], тягу T і потужність N повітряного гвинта заведено представляти у вигляді:

$$T = C_T \rho_0 f^2 D^4, \quad (14)$$

$$N = C_N \rho_0 f^3 D^5, \quad (15)$$

де C_T , C_N – коефіцієнти тяги та потужності гвинта, $f = n/60$ – частота обертання (с^{-1}), D – діаметр гвинта.

Коефіцієнт тяги залежить, головним чином, від коефіцієнта випередження (ковзання) гвинта:

$$J = \frac{60v}{nD}. \quad (16)$$

Як показано в [23], зі зростанням ковзання коефіцієнт тяги гвинта постійного кроку падає зі значення приблизно 0,1 до нуля, причому при максимальній швидкості БПЛА (для обраного апарату $v_{\max} = 215 \text{ км/год}$ [18]) тяга дорівнює силі опору. Тоді з цього можна отримати 2-у точку на графіку $C_T = f(v)$:

$$C_T \rho_0 \left(\frac{n}{60} \right)^2 D^4 = C_y \frac{\rho_0 v_{\max}^2}{2} S,$$

звідки

$$C_{Tv_{\max}} = C_y \frac{v_{\max}^2}{2 \left(\frac{n}{60} \right)^2 D^4} S. \quad (17)$$

Для моделювання старту БПЛА необхідно знати параметри двигуна та повітряного гвинта. Однак на етапі проектування пускової установки ці дані можуть бути невідомими. Тоді можна використовувати наступний простий алгоритм. З формули (14) можна приблизно знайти діаметр гвинта, якщо за допомогою коефіцієнта k_T врахувати орієнтовне співвідношення між злітною тягою і злітною вагою БПЛА (попередньо прийнято $k_T = 0,2$):

$$D = \sqrt[4]{\frac{k_T M g}{C_T \rho_0 \left(\frac{n}{60}\right)^2}}. \quad (18)$$

Діаметр гвинта, обчислений за цією формулою, дає цілком реальні значення 0,45-0,8 м для маси БПЛА в діапазоні 50-250 кг.

З іншого боку, з формул (14) та (15) випливає:

$$\frac{N}{T} = \frac{C_n}{C_T} \frac{n}{60} D. \quad (19)$$

Використовуючи дані [23] про значення коефіцієнта потужності (в 1-му наближенні прийнято $C_n = 0,045$), з формули (19) та умови рівності тяги та аеродинамічного опору в момент зльоту БПЛА (при $v_t = 17-20$ м/с) можна наближено знайти потужність двигуна (в кВт):

$$N = \frac{1}{120} \frac{C_y}{K} \frac{C_n}{C_T} \rho_0 v_t^2 D S. \quad (20)$$

Тоді, вважаючи в 1-му наближенні потужність та частоту обертання двигуна незмінною, можна отримати значення тяги гвинта на місці:

$$T_0 = 60 \frac{C_n}{C_T} \frac{N}{n D}.$$

Далі, апроксимуючи залежність C_T від v [23] прямою лінією, отримаємо наближений зв'язок тяги гвинта постійного кроку від швидкості польоту:

$$T = 60 \frac{C_n}{C_T} \frac{N}{n D} \left(1 - 75 \frac{v}{n D}\right). \quad (21)$$

Формула (21) дозволяє приблизно врахувати вплив характеристик двигуна і гвинта на процес розгону візка катапульты при старті. Тоді вирішення рівняння (7) залишається лише виявити залежність тиску в пневмоциліндрі від часу.

3.3. Газодинаміка пневмоциліндра

Розглянемо схему силової частини пневмосистеми (рис. 4) - це циліндр з поршнем, ресивер і з'єднувальний канал з електроклапаном, що управляє. Передбачається, що електроклапан з'єднує ресивер з циліндром безпосередньо перед запуском, далі запуск здійснюється шляхом звільнення електрозамків візка.

Якщо знехтувати гідравлічним опором з'єднувального каналу, то можна розглядати систему як єдиний обсяг. Для нього можна записати рівняння стану ідеального газу у вигляді:

$$p = \frac{m}{V} R T, \quad (22)$$

де p , T , m – тиск, температура та маса повітря, R – газова стала повітря ($R = 287,3$ Дж/кг·К), V – об'єм системи, що включає ресивер V_p , з'єднувальний канал з передньою частиною циліндра $V_0 = l_0 f_p$ і об'єм $V_c = f_p x_p$, що звільняється під час руху поршня в циліндрі.

Тобто об'єм аналізованої системи дорівнює:

$$V = V_p + V_0 + V_c(x_p) = V_p + (l_0 + x_p) f_p, \quad (23)$$

де $f_p = (\pi/4) d_p^2$ – площа циліндра діаметром d_p , l_0 – довжина з'єднувального каналу та частини циліндра від торця до початкового положення поршня, x_p – поточна координата поршня від початкового положення в циліндрі (рис. 4).

Після диференціювання та поділу на p рівняння (22) набуде вигляду:

$$\frac{dp}{p} = \frac{dT}{T} + \frac{dm}{m} - \frac{dV}{V}. \quad (24)$$

З іншого боку, із рівняння енергії [23]

$$dU = dQ - dL + idm, \quad (25)$$

де $dU = C_V d(mT)$ – зміна внутрішньої енергії повітря, $dL = p dV$ – робота повітря, $i = C_p T$ – питома ентальпія, k , C_V , C_p – показник адіабати, теплоємності при постійному тиску та об'ємі, пов'язані співвідношенням

$$C_p = k C_V = \frac{k}{k-1} R. \quad (26)$$

Перетворюємо рівняння (25) з урахуванням того, що тепловими втратами за відсутності нагріву у швидкоплинному процесі можна знехтувати:

$$m C_V dT + C_V T dm = -p dV + C_p T dm,$$

звідки з урахуванням (26):

$$\frac{dT}{T} + \frac{dm}{m} = -\frac{p}{m C_V T} dV + \frac{C_p}{C_V} \frac{dm}{m},$$

що дозволяє отримати рівняння для зміни температури:

$$\frac{dT}{T} = -(k-1) \left(\frac{dm}{m} - \frac{dV}{V} \right), \quad (27)$$

а після підставлення (27) в рівняння (24) отримаємо рівняння для зміни тиску:

$$\frac{dp}{p} = -k \left(\frac{dm}{m} - \frac{dV}{V} \right). \quad (28)$$

Якщо врахувати, що

$$\begin{aligned} dV &= f_p dx_p, \\ dx_p/d\tau &= v_p, \end{aligned} \quad (29)$$

то рівняння (27) та (28) можна привести до системи:

$$\begin{cases} \frac{dT}{d\tau} = (k-1)\Phi T \\ \frac{dp}{d\tau} = k\Phi p \end{cases}, \quad (30)$$

де

$$\Phi = -\frac{1}{\frac{v_p}{f_p} + l_0 + x_p} \left(v_p + \frac{RT}{pf_p} \frac{dm}{d\tau} \right).$$

Аналіз системи (30) показує, що зміна температури та тиску відбувається коштом розширення при русі поршня в циліндрі ($v_p \neq 0$) та витікання повітря із системи ($dm/d\tau > 0$).

Витік відбувається через зазори між поршнем і циліндром і між тросом і кришкою циліндра. Оскільки перепад тиску між циліндром та навколишнім середовищем завжди надкритичний, миттєву витрату повітря можна розрахувати за формулою [25]

$$\frac{dm}{d\tau} = \mu f_p p \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{(k+1)RT}}. \quad (31)$$

У формулі (31) коефіцієнт витрати можна визначити за даними [25]:

$$\mu = \frac{1}{\sqrt{1+\xi_1+\xi_2+\xi_f}}, \quad (32)$$

де коефіцієнти опору повітря: ξ_1 – у зазорі, ξ_2 – у лабіринті (за його наявності), ξ_f – тертя, знаходяться за формулами:

$$\begin{cases} \xi_1 = 1 + \xi' \\ \xi_2 = n_i(a_0 + \xi'b_0), \\ \xi_f = \lambda l_f/d_g \end{cases} \quad (33)$$

У формулах (33) $\xi'=0,5$, n_i – число лабіринтів на поршні, l_f – довжина бічної поверхні поршня/кришки циліндра, $d_g = 2\sqrt{d_p\delta}$ – характерний розмір прохідного перерізу (гідрравлічний діаметр), δ – радіальний зазор.

Графіки коефіцієнтів a_0 та b_0 [26] апроксимуються до формул:

$$\begin{cases} a_0 = 0,87(1 - e^{-0,0475}) \\ b_0 = 0,60(1 - e^{-0,03475}) \end{cases}$$

де $\bar{s} = s/\delta$ – відносна (до зазору) ширина канавки лабіринту.

Крім цього, для розрахунку коефіцієнта тертя ξ_f обчислюється:

$$\lambda = (1,8 \lg Re - 1,64)^{-2},$$

де $Re = \rho u d_g/\mu_0$ – число Рейнольдса, μ_0 – динамічна в'язкість повітря, а швидкість повітря:

$$u = \frac{RT}{\mu f_p} \frac{dm}{d\tau}.$$

3.4. Метод вирішення диференціальних рівнянь руху візка та БПЛА

З урахуванням (7), (29) та (30), стан повітря та рух візка катапульты описується системою з 4-х диференціальних рівнянь 1-го порядку, дозволених щодо похідної:

$$\begin{cases} \frac{dv}{d\tau} = \frac{F_{px} + T - R_x - F_f - F_{gx}}{M_\Sigma} \\ \frac{dp}{d\tau} = k\Phi p, \quad \frac{dx}{d\tau} = v, \\ \frac{dT}{d\tau} = (k-1)\Phi T \end{cases} \quad (34)$$

Рішення системи (34) доцільно виконати чисельним методом із початковими умовами:

$$\begin{aligned} \tau &= 0, v = 0, p = p_p, \\ T &= 293K, x = L, x_p = l_0. \end{aligned}$$

У зв'язку з тим, що можливі значні градієнти параметрів, для вирішення рівнянь обрано удосконалений метод Ейлера 2-го порядку [27], який усереднює похідні параметрів на поточному та попередньому кроках:

$$f_i = f_{i-1} + \left(\frac{df_i}{d\tau} + \frac{df_{i-1}}{d\tau} \right) \frac{\Delta\tau}{2}.$$

Моделювання проводилося з такими вихідними даними: маса візка $m = 10$ кг, довжина розгінної частини напрямних $L_0 = 4,5$ м, діаметр пневмоциліндра $d_p = 75$ мм і шківів $d = 150$ мм, об'єм ресивера $V_p = 40$ л. Крок інтегрування за часом – 0,01 с.

4. Результати моделювання та їх обговорення

На рис. 6 представлені результати моделювання швидкості візка та поршня при масі БПЛА 250 кг. Привертають увагу швидко, протягом приблизно 0,55 с, згасальні коливання візка після зльоту БПЛА, що повністю відповідає роботі наявних конструкцій.

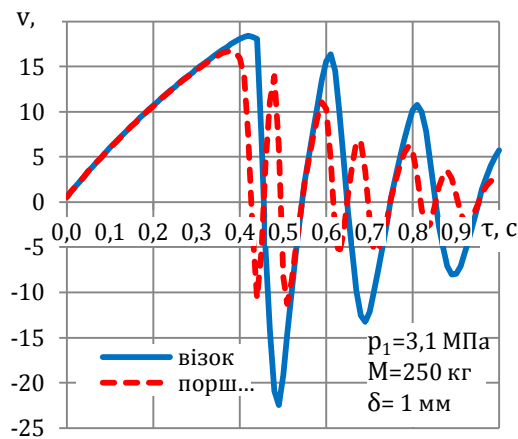
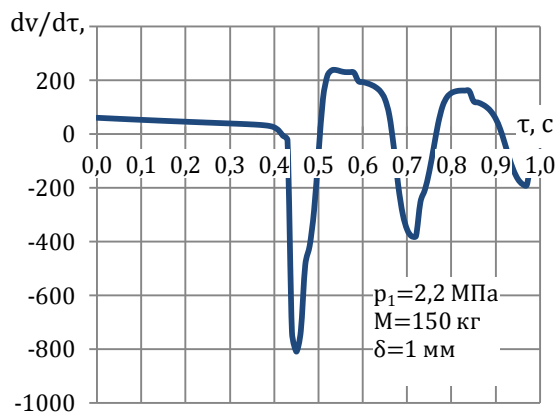
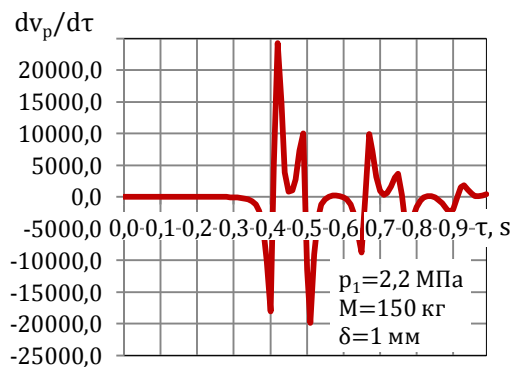


Рис. 6. Зміна швидкості візка та поршня за часом

Прискорення візка очікувано досягає значних величин на ділянці гальмування після зльоту БПЛА (рис. 7, а). Проте прискорення поршня (мал. 7б) набагато більше. При високому тиску в системі, що визначається масою БПЛА, це може вносити обмеження на параметри пускової установки з умов міцності троса та з'єднаних з ним деталей (можливо, також поршень слід виготовляти з легких, але міцних матеріалів).



а



б

Рис. 7. Прискорення візка (а) та поршня (б) за часом

Модель дозволяє також розрахувати довжину шляху автоматичного гальмування візка після зльоту БПЛА (рис. 8) – він не перевищує 0,5 м.

На рис. 9 показано вплив витоку повітря з циліндра на тиск у ньому, з якого випливає, що нехтування витоком, яке зазвичай за умовчанням припускають при дослідженні пневмо катапульти, визначає значну помилку в розрахунках, особливо на режимах гальмування візка.

Згідно з результатами моделювання (рис.9), ущільнення для поршня та троса потрібно тільки на початковій позиції в очікуванні старту (що нескладно реалізується в конструкції кришки циліндра). Хоча збільшення робочого зазору поршня в циліндрі при інших рівних параметрах очікувано призводить до падіння швидкості старту (рис. 10а), зазор можна вибрати з умови надійності та довговічності вузла, а витік компенсувати підвищенням тиску в ресивері.

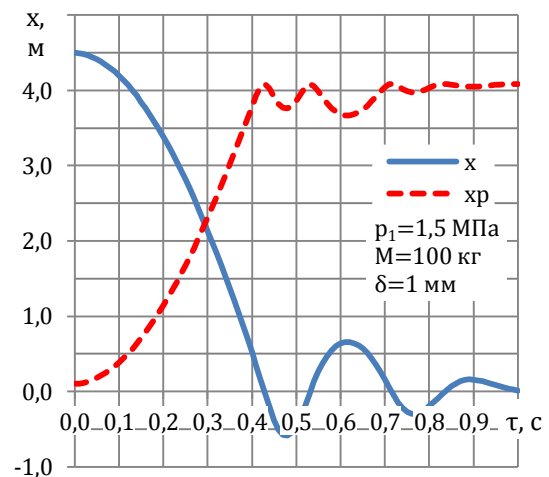


Рис. 8. Переміщення візка та поршня за часом

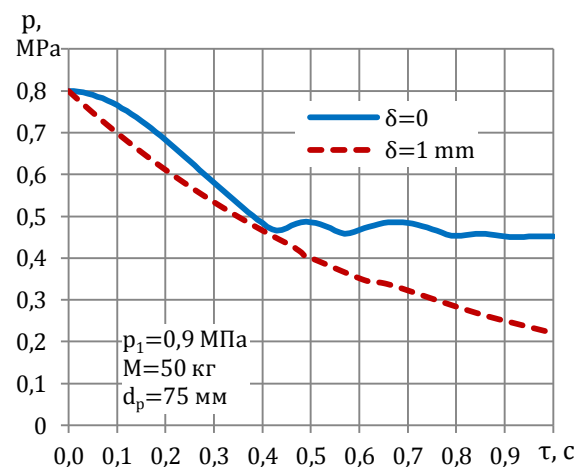


Рис. 9. Вплив витоку повітря з циліндра на зміну тиску повітря у системі при постійному початковому тиску

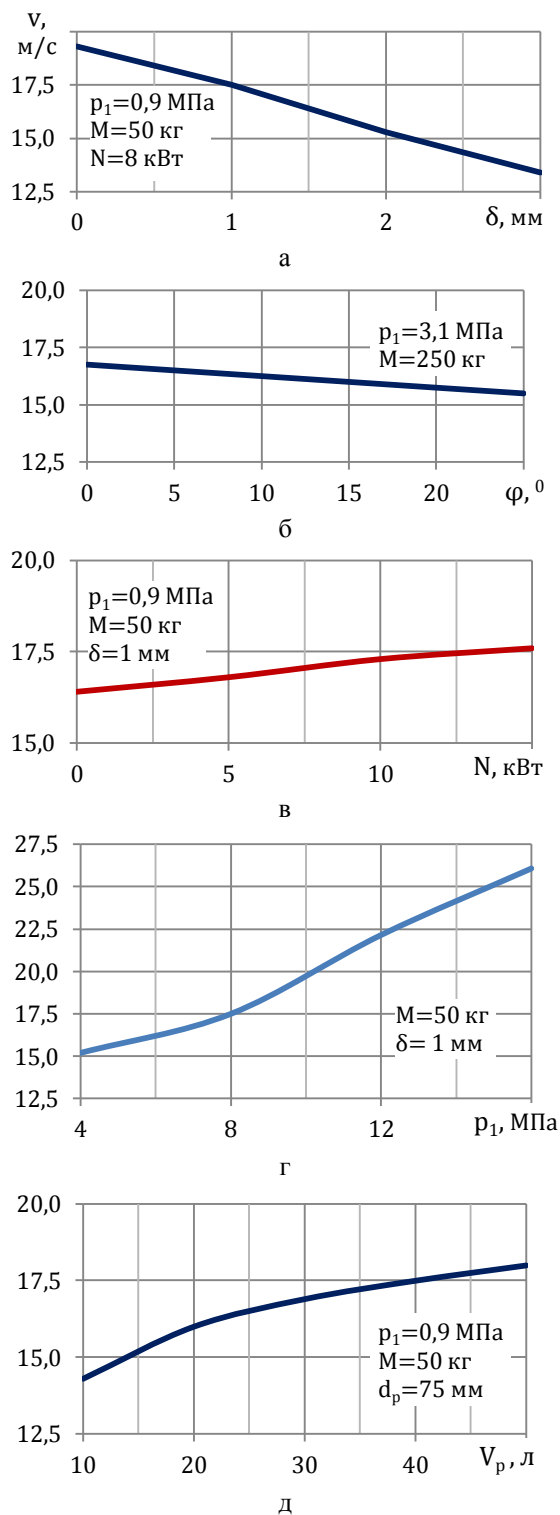


Рис. 10. Вплив різних параметрів на швидкість старту БПЛА: а – зазора між поршнем і циліндром, б – кута нахилу катапульти, в – потужності двигуна, г – об'єму ресивера, д – тиску у ресивері

Кут нахилу катапульти також впливає швидкість візка в момент відриву БПЛА, що демонструє рис. 10б. Згідно з розрахунками при різних кутах та тисках повітря, для компенсації та підтримки постійної швидкості старту потрібно підвищувати тиск у ресивері приблизно на 2-3% на кожні 10° підйому.

Тяга гвинта, що забезпечується потужністю двигуна, помітно збільшує швидкість старту БПЛА (рис. 10, в) коштом вкладу тяги в прискорення візка (7). Цей вплив також може бути завжди компенсовано зміною початкового тиску в ресивері, проте воно може мати межі у бік збільшення за допустимим прискоренням БПЛА (рис. 10г).

На рис. 10д представлено залежність швидкості старту БПЛА від об'єму ресивера. З отриманих результатів випливає, що об'єм ресивера менше ніж 30 л помітно знижує параметри пускової установки, а збільшення об'єму ресивера понад 40 л практично не впливає на роботу (рис. 10, д). Водночас значні обсяги ресивера, так само як і тиску вище 3,0 МПа (рис. 11) збільшують час підготовки пускової установки і можуть утруднити використання стандартних портативних компресорів високого тиску продуктивністю 100-150 л/хв з електричною потужністю 2-2,5 кВт. Однак залишається можливість підвищити параметри катапульти шляхом збільшення діаметра пневмоциліндра й без надмірного тиску.

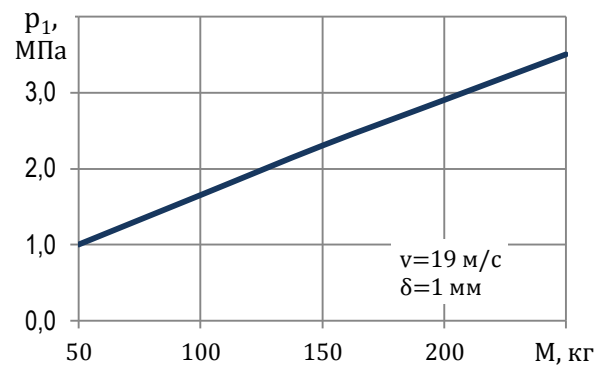


Рис. 11. Вибір тиску в ресивері залежно від маси БПЛА за заданої швидкості пуску

На рис. 12 представлена залежність максимальних прискорень поршня в режимі гальмування від висоти H між віссю шківів та кріпленням візка. Згідно з отриманими даними, зменшення висоти конструкції до величини менше ніж 2-2,5 діаметра шківів недоцільно, оскільки це може призвести до проблем із міцністю троса, шківів та/або поршня.

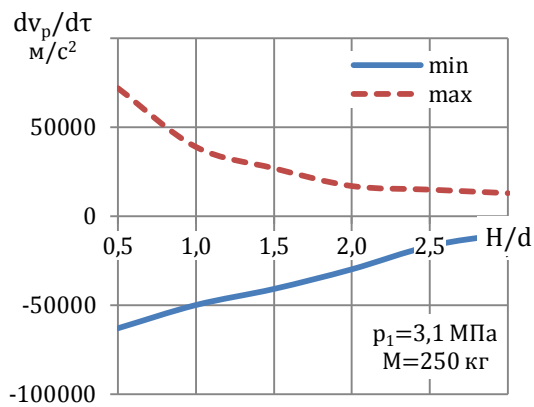


Рис. 12. Вплив конструктивного параметра катапульти – відносної (до діаметра шківів) висоти між віссю шківів та точкою кріплення троса на візку на максимальне прискорення поршня пневмоциліндра

Таким чином, модель дозволяє оцінити вплив важливих конструктивних параметрів на роботу пускової системи, чого неможливо зробити умоглядно або за допомогою поширених на практиці простих методик розрахунку, у тому числі лише шляхом аналізу чинних сил.

Висновок

За результатами проведеного дослідження встановлено, що прості методи на рівні аналізу чинних сил, які нерідко застосовуються для оцінки характеристик пускових установок БПЛА, не дають змоги правильно вибрати тип та параметри катапульти для конкретних завдань. За відсутності необхідних методик це призводить до конструктивних помилок, які значно звужують сферу застосування установки.

Для усунення зазначених проблем розроблено математичну модель пневматичної катапульти, складено та чисельно вирішено диференціальні рівняння руху та зміни газодинамічних параметрів елементів конструкції. Це дозволило шляхом змодельовати та виконати аналіз характеристик, після чого обґрунтовано вибрати конструктивну схему та основні параметри пневматичної катапульти.

В результаті проведеного дослідження показано, що для ефективного функціонування пускової установки не потрібно ніякого спеціального ущільнення поршня пневмоциліндра, а виток повітря через зазор до 1 мм є контрольованими внаслідок малого часу процесу навіть при високих робочих тисках. Крім того, визначена допустима мінімальна висота точки кріплення троса на візку над шківом блоку, що становить 2-2,5 діаметра шківів, нижче за яку різко збільшуються навантаження на трос, поршень і шків.

Моделювання процесів старту БПЛА за допомогою розробленої моделі підтвердило універсальність застосування пневматичної катапульти обраного типу для оперативних та оперативно-тактичних БПЛА злітною масою від 50 до 250 кг. Такий широкий діапазон забезпечується лише регулюванням тиску повітря в ресивері в межах 0,5-3,0 МПа, що недоступно у системах інших типів. Зазначено, що заповнення ресивера для чергового запуску досить швидко досягається за допомогою недорогих портативних компресорів високого тиску. Водночас якщо підвищення тиску понад 3,0 МПа може бути обмежене вимогами безпеки, можливість збільшення злітної маси БПЛА понад 250 кг зберігається шляхом збільшення пневмоциліндра. Ці переваги пневматичних пускових систем вказують на те, що подальші дослідження доцільно направити на відпрацювання окремих елементів конструкції системи старту з метою охоплення широкого спектра БПЛА.

Література

1. Davis, R. L. *Mechanical design and optimization of swarm-capable UAV launch systems*. Thesis [Text] / R. L. Davis. – Monterey : United States Naval Academy, 2015. – 139 p.
2. Fahlstrom, P. G. *Introduction to UAV Systems* [Text] / P. G. Fahlstrom, Th. J. Gleason, M. H. Sadraey. – Hoboken : John Wiley & Sons, Ltd., 2022. – 434 p.
3. *Introduction to Unmanned Aircraft Systems* [Text] / R. K. Barnhart, S. B. Hottman, D. M. Marshall, E. Shappee. – Boca Raton : CRC Press, 2012. – 194 p.
4. Austin, R. *Unmanned Aircraft Systems. UAVs design, development and deployment* [Text] / R. Austin. – Chichester : John Wiley and Sons, Ltd., 2010. – 332 p.
5. Kondratiuk, M. *Design and Dynamics of Kinetic Launcher for Unmanned Aerial Vehicles* [Text] / M. Kondratiuk, L. Ambroziak // *Applied Science*. – 2020. – Vol. 10. – 13 p. DOI: 10.3390/app10082949.
6. *Catapult launcher for Unmanned Air Vehicles (UAV). Part 2. Design case study* [Text] / N. Bumb, X. Kalogeropoulos, A. Kelday [et al] // *SESM2005: Engineering Design and Structural Analysis Methods*, 2012. – 86 p. – Available at: <https://dokumen.tips/documents/catapult-launcher-for-uav.html?page=3>. – 20.04.2023.
7. Jastrzębski, G. *Impact of opening time of the take-off pneumatic launcher main valve on take-off pressure losses* [Text] / G. Jastrzębski // *Journal of KONES Powertrain and Transport*. – 2016. – Vol. 23, No. 4. – P. 175-182.
8. *Ukrspesystems Ukraine Releases. New UAV Bungee Catapult Launcher* [Text]. – UAS Weekly, 2020. – Available at: <https://uasweekly.com/2020/>

11/22/ukrspecsystems-releases-new-uav-bungee-catapult-launcher/. – 20.04.2023.

9. Spring Drive UAV Launcher [Text] / P. Thanghom, J. Pinyochon, P. Narathee [et al] // *Proceedings*. – 2019. – Vol. 39, № 2. – 6 p. DOI: 10.3390/proceedings2019039002.

10. Lightweight UAV. Launcher Senior Project for Aerojet- Rocketdyne. Final Report [Text] / B. Miller, Ch. Valoria, C. Warnock, J. Coutlee. – Saint Luis : California Polytechnic State University, 2014. – 232 p.

11. Jurczyk, K. The prospect for the launcher of a mini unmanned aerial vehicle from an unmanned surface vehicle [Text] / K. Jurczyk // *Scientific Journal of Polish Naval Academy*. – 2018. – Vol. 1, Iss. 212. – P. 5-26. DOI: 10.2478/sjpna-2018-0001.

12. Pneumatic UAV launcher GLS-1A. Ukrspecsystems Ukraine [Text]. – AeroExpo, 2023. – Available at: <https://www.aeroexpo.online/prod/ukrspecsystems/product-185884-73131.html>. – 20.04.2023.

13. Modular Clustering of UAV Launch System Architecture Based on HDDSM [Text] / L. Gan, X. Fang, Zh. Zhang [et al] // *Aerospace*. – 2022. – Vol. 9, Iss. 168. – 18 p. DOI: 10.3390/aerospace9030168.

14. Греков, В. П. Розрахунок одноступінчастого пневматичного циліндра з вбудованим ресивером як приводу наземної катапульты [Текст] / В. П. Греков, Ю. А. Ткаченко // *Системи озброєння і військова техніка*. – 2018. – №1 (53). – С. 91-96. DOI: 10.30748/soivt.2018.53.13.

15. Jastrzebski, G. Estimating the Useful Energy of a Launcher's Pneumatic Launch System UAV [Text] / G. Jastrzebski, L. Ulanowicz // *Energies*. – 2022. – Vol. 15, Iss. 8424. – 17 p. DOI: 10.3390/en15228424.

16. Командиру підрозділу по застосуванню БПАК тактичного рівня (за досвідом проведення ООС (раніше АТО) [Текст]. – К. : «Центр учбової літератури», 2022. – 66 с.

17. Теорія і практика застосування безпілотних літальних апаратів (дронів) [Текст]. – К. : "ЛІТЕРА", 2023. – 126 с.

18. Лемко, О. Л. Аеродинамічні та льотно-технічні характеристики перспективного безпілотного літального апарату схеми «літаюче крило» [Текст] / О. Л. Лемко, А. Д. Молодчик // *Механіка гіроскопічних систем*. – 2015. – Вип. 29. – С. 44-52. DOI: 10.20535/0203-377129201567172.

19. Lippert, D. Rolling Resistance and Industrial Wheels. Hamilton White Paper [Text] / D. Lippert, J. Spektor. – Hamilton : HamiltonCaster.com, 2020. – №. 11. – 7 p.

20. NSK Rolling Bearings. Cat. No. E1102m [Text]. – Tokio : NSK Ltd., 2013. – 283 p.

21. Variable Pitch Propeller for UAV-Experimental Tests [Text] / M. Podsiedkowski, R. Konopinski,

D. Obidowski, K. Koter // *Energies*. – 2020. – Vol. 13. – 16 p. DOI: 10.3390/en13205264.

22. Stokkermans, T. C. A. Aerodynamics of propellers in interaction dominated flowfields. An application to novel aerospace vehicles. Dissertation for the purpose of obtaining the degree of doctor at Delft University of Technology [Text] / T. C. A. Stokkermans. – Delft : Delft University of Technology, 2020. – 244 p.

23. UIUC Propeller Data Site [Text] / J. B. Brandt, R. W. Deters, G. K. Ananda [et al]. – Department of Aerospace Engineering. – Available at: <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>. – 20.04.2023.

24. Gill, R. Computationally Efficient Force and Moment Models for Propellers in UAV Forward Flight Applications [Text] / R. Gill, R. D'Andrea // *Drones*. – 2019. – №3 (77). – 47 p. DOI: 10.3390/drones3040077.

25. Ercan, A. Analysis and design of a novel reciprocating compressor utilizing a minfas-tar mechanism. A Thesis submitted to the Graduate School of Natural and Applied Sciences of Middle East Technical University [Text] / A. Ercan. – Middle East Technical University, 2021. – 198 p.

26. Idel'chik, E. Handbook of Hydraulic Resistance. Coefficients of Local Resistance and of Friction [Text] / E. Idel'chik. – Springfield : Israel Program for Scientific Translations Ltd., 1966. – 517 p.

27. Comparison of Euler and Range-Kutta methods in solving ordinary differential equations of order two and four [Text] / D. I. Lanlege, R. Kehinde, D. A. Sobanke, U. M. Garba // *Leonardo Journal of Sciences*. – 2018. – Iss. 32. – P. 10-37.

References

1. Davis, R. L. Mechanical design and optimization of swarm-capable UAV launch systems. Thesis. Monterey, United States Naval Academy, 2015. 139 p.

2. Fahlstrom, P. G., Gleason, Th. J. & Sadraey, M. H. Introduction to UAV Systems. Hoboken, John Wiley & Sons, Ltd., 2022. 434 p.

3. Barnhart, R. K. Hottman, S. B. Marshall, D. M. & Shappee E. Introduction to Unmanned Aircraft Systems. Boca Raton, CRC Press, 2012. 194 p.

4. Austin, R. Unmanned Aircraft Systems. UAVs design, development and deployment. Chichester, John Wiley and Sons, Ltd., 2010. 332 p.

5. Kondratiuk, M. & Ambroziak, L. Design and Dynamics of Kinetic Launcher for Unmanned Aerial Vehicles. *Applied Science*, 2020, vol. 10. 13 p. DOI: 10.3390/app10082949.

6. Bumb, N., Kalogeropoulos, X., Kelday, A., Wai, Hou, L., Xiao L., Portakalcioğlu, H., Tagg, J., Tarazi, B. Catapult launcher for Unmanned Air Vehicles (UAV). Part 2. Design case study. *SESM2005: Engineering Design and Structural Analysis Methods*, 2012. 86 p.

Available at: <https://dokumen.tips/documents/catapult-launcher-for-uav.html?page=3> (accessed 20.04.2023).

7. Jastrzębski, G. Impact of opening time of the take-off pneumatic launcher main valve on take-off pressure losses. *Journal of KONES Powertrain and Transport*, 2016, vol. 23, no. 4, pp. 175-182.

8. UKRSPECSYSTEMS Releases New UAV Bungee Catapult Launcher. UAS Weekly, 2020. Available at: <https://uasweekly.com/2020/11/22/ukrspecsystems-releases-new-uav-bungee-catapult-launcher/> (accessed 20.04.2023).

9. Thanghom, P., Pinyochon, J., Narathee, P., Weng, S. & Surangsee, S. Spring Drive UAV Launcher. *Proceedings*, 2019, vol. 39, iss. 2. 6 p. DOI: 10.3390/proceedings2019039002.

10. Miller, B., Valoria, Ch., Warnock, C. & Coutlee, J. *Lightweight UAV. Launcher Senior Project for Aerojet- Rocketdyne. Final Report*. Saint Luis, California Polytechnic State University, 2014. 232 p.

11. Jurczyk, K. The prospect for the launcher of a mini unmanned aerial vehicle from an unmanned surface vehicle. *Scientific Journal of Polish Naval Academy*, 2018, vol. 1, iss. 212, pp. 5-26. DOI: 10.2478/sjpna-2018-0001.

12. *Pneumatic UAV launcher GLS-1A. Ukrspecsystems Ukraine*. AeroExpo, 2023. Available at: <https://www.aeroexpo.online/prod/ukrspecsystems/product-185884-73131.html> (accessed 20.04.2023).

13. Gan, L., Fang, X., Zhang, Zh., Chen, H. & Wei, X. Modular Clustering of UAV Launch System Architecture Based on HDDSM. *Aerospace*, 2022, vol. 9, iss. 168. 18 p. DOI: 10.3390/aerospace 9030168.

14. Grekov, V. P. & Tkachenko, Yu. A. Rozrakhunok odnostupinchatogo pnevmatichnogo tzilindra z vbudovanyim resyverom yak pryvodu yazemnoi katapulty [Calculation of a single-stage pneumatic cylinder with a built-in receiver as a ground-based drive]. *Weapon systems and military equipment*, 2018, vol. 1, iss. 53, pp. 91-96. DOI: 10.30748/soivt.2018.53.13.

15. Jastrzebski, G. & Ulanowicz, L. Estimating the Useful Energy of a Launcher's Pneumatic Launch System UAV. *Energies*, 2022, vol. 15, iss. 8424. 17 p. DOI: 10.3390/en15228424.

16. Komandyru pidrozdilu po zastosuvannu BPAK taktychnogo rivnya (za dosvidom provedennya OOS (ranishe ATO)) [To the commander of the unit for the use of tactical-level UAC (based on the experience of carrying out OOS (formerly ATO))]. Kyiv, "Center for educational literature", 2022. 66 p.

17. *Teoriya i praktika zastosuvannya bezpilotnykh litalnykh aparativ* [Theory and practice of using unmanned aerial vehicles (drones)]. Kyiv, "LITERA", 2023. 126 p.

18. Lemko, O. L. & Molodchik, A. D. Aerodina-michni ta liotno-tekhichni kharakterystyky perspektyvnogo bezpilotnogo litalnogo aparatu skhemy "litayuche krylo" [Aerodynamic and flight technical characteristics of the promising unmanned aerial vehicle of the "flying wing" scheme]. *Mechanics of gyroscopic systems*, 2015, vol. 29, pp. 44-52. DOI: 10.20535/0203-377129201567172.

19. Lippert, D. & Spektor, J. *Rolling Resistance and Industrial Wheels*. Hamilton White Paper. Hamilton, HamiltonCaster.com, 2020, No. 11. 7 p.

20. *NSK Rolling Bearings*. Cat. No. E1102m. – Tokio, NSK Ltd., 2013. 283 p.

21. Podsedkowski, M., Konopinski, R., Obidowski, D. & Koter, K. Variable Pitch Propeller for UAV-Experimental Tests. *Energies*, 2020, vol. 13, iss. 5264. 16 p. DOI: 10.3390/en13205264.

22. Stokkermans, T. C. A. *Aerodynamics of propellers in interaction dominated flowfields. An application to novel aerospace vehicles*. Dissertation for the purpose of obtaining the degree of doctor at Delft University of Technology. Delft, Delft University of Technology, 2020. 244 p.

23. Brandt, J. B., Deters, R. W., Ananda, G. K., Dantsker, O. D. & Selig, M. S. *UIUC Propeller Data Site*. Department of Aerospace Engineering. Available at: <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html> (accessed 20.04.2023).

24. Gill, R. & D'Andrea, R. Computationally Efficient Force and Moment Models for Propellers in UAV Forward Flight Applications. *Drones*, 2019, vol. 3, iss. 77. 47 p. DOI: 10.3390/drones 3040077.

25. Ercan, A. *Analysis and design of a novel reciprocating compressor utilizing a minfas-tar mechanism*. A Thesis submitted to the Graduate School of Natural and Applied Sciences of Middle East Technical University. Middle East Technical University, 2021. 198 p.

26. Idel'chik, E. *Handbook of Hydraulic Resistance. Coefficients of Local Resistance and of Friction*. Springfield, Israel Program for Scientific Translations Ltd., 1966. 517 p.

27. Lanlege, D. I., Kehinde, R., Sobanke, D. A. & Garba, U. M. Comparison of Euler and Range-Kutta methods in solving ordinary differential equations of order two and four. *Leonardo Journal of Sciences*, 2018, iss. 32, pp. 10-37.

MATHEMATICAL MODEL OF PNEUMATIC LAUNCH SYSTEM WITH EFFECT OF UNMANNED AERIAL VEHICLE, ENGINE AND PROPELLER CHARACTERISTICS**Olexander Khrulev**

Despite significant progress in the development of modern unmanned aerial vehicles (UAVs), universal launch systems are not currently used for them. In fact, each UAV project requires its own launcher, which is inefficient in many cases. To evaluate the characteristics of UAV launchers, simple methods are used at the level of analysis of acting forces, but they do not make it possible to correctly select the type and parameters of the catapult for specific tasks. **The object of this study** was a universal pneumatic launch system for operational-tactical UAVs. **The purpose of this study** is to select the design scheme and basic parameters of a universal pneumatic catapult for UAVs of the operational-tactical class. **The task:** to develop and numerically solve a mathematical model of a pneumatic catapult, perform an analysis of characteristics, justify the choice of a design scheme and main parameters of a pneumatic catapult when changing the initial parameters within broad limits. **Method of the study.** The thermodynamic method was used with the help of which the differential equations of motion of structural elements were compiled and solved for various combinations of parameters. **The results.** By modeling, the main characteristics of the catapult were obtained and it was shown that for the effective functioning of the launcher, no special pneumatic cylinder piston sealing is required; the air leakage through the gap is controlled due to the short process time even at high operating pressures. In addition, the permissible minimum height of the cable attachment point on the trolley above the block roller was determined below which the loads on the cable and piston increased sharply. **Conclusions.** The developed model confirmed the versatility of using the pneumatic launcher of the scheme under consideration for operational and operational-tactical UAVs with a take-off weight of 50 to 250 kg, and such a wide range is provided only by regulating the air pressure in the receiver and is not available for other types of systems. At the same time, if the increase in pressure is limited by safety requirements, the possibility of further increasing the takeoff weight of the UAV in the launch scheme under consideration will remain by increasing the diameter of the pneumatic cylinder.

Keywords: UAV; launch system; catapult; piston engine.

Хрулев Олександр Едуардович – канд. техн. наук, старш. наук. співроб., керівник Міжнародного моторного бюро, Немішаєве, Київська обл., Україна.

Olexander Khrulev – PhD, Senior Researcher, Head of the International Motor Bureau, Nemishaeve, Kyiv region, Ukraine,
e-mail: info@engine-expert.com, ORCID: 0000-0002-6841-9225.