

УДК 623.467.56
УКПП
№ держреєстрації 0117U002250
Інв. №

Міністерство освіти і науки України
Сумський державний університет (СумДУ)
40007, Україна, м. Суми, вул. Римського-Корсакова, 2, тел. (0542) 33 41 08

ЗАТВЕРДЖУЮ
Проректор з наукової роботи
д-р фіз.-мат. наук, професор

_____ А.М. Черноус
__ .12.2019 р.

ЗВІТ
ПРО НАУКОВО-ДОСЛІДНУ РОБОТУ
СТВОРЕННЯ КОМПЛЕКСУ УНІВЕРСАЛЬНИХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ
ОПТИМІЗАЦІЇ СТАРТУ, ПОЛЬОТУ ТА ПРИЗЕМЛЕННЯ
РЕАКТИВНИХ СНАРЯДІВ ДЛЯ РЕАКТИВНИХ СИСТЕМ
ЗАЛПОВОГО ВОГНЮ
(остаточний)

Керівник НДР,
д-р фіз.-мат. аук., професор

В.В. Калашніков

2019

Рукопис закінчено _____ грудня 2019 року
Результати роботи розглянуто науковою радою, протокол № _ від __.12.2019 р.

СПИСОК АВТОРІВ

Науковий керівник,
пров. наук. співроб.,
д-р фіз.-мат. наук., професор.

(підпис)

(дата)

В. В. Калашніков
(розділи 1, 2)

Відповідальний виконавець,
с. наук.співроб., канд. фіз.-мат, наук,
с.н.с.

(підпис)

(дата)

І. В. Коплик
(реферат, вступ, розділи 1,
2, висновки)

Виконавець,
с. наук.співроб., канд. техн.наук,
доц.

(підпис)

(дата)

О. М. Шийко
(реферат, вступ, розділи 1,
2, висновки)

Виконавець,
пров. наук.співроб., канд.техн.наук.,
проф.

(підпис)

(дата)

А. В. Васильєв
(вступ, розділи 1, 2)

Виконавець,
пров. наук.співроб., канд.техн.наук,
доц.

(підпис)

(дата)

П. В. Полениця
(розділи 1, 2)

Виконавець
наук.співроб., канд.техн.наук

(підпис)

(дата)

А. В. Скорик
(підрозділи 2.4 – 2.5)

Виконавець
мол.наук.співроб.,
канд.техн.наук

(підпис)

(дата)

А. А. Обухов
(підрозділ 2.1, 2.3)

Виконавець
лаборант

(підпис)

(дата)

О. С. Соколов
(підрозділ 2.4)

РЕФЕРАТ

Звіт (остаточний) про НДР: 83 с., 4 табл., 29 рис., 28 джерел.

РЕАКТИВНИЙ СНАРЯД, ПУСКОВА УСТАНОВКА, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, РЕАКТИВНА СИСТЕМА ЗАЛПОВОГО ВОГНЮ, ТУРБУЛЕНТНІСТЬ, АЕРОДИНАМІЧНІ СИЛИ.

Об'єктом дослідження є процес старту з мобільної пускової установки, змонтованої на базі автомобільного шасі, і подальшого польоту надзвукових літальних апаратів у вигляді некерованих реактивних снарядів до моменту їх приземлення.

Метою роботи - створення комплексу універсальних моделей для визначення параметрів процесу старту з мобільної пускової установки на базі автомобільного шасі і подальшого польоту надзвукових тіл обертання у вигляді некерованих реактивних снарядів реактивних систем залпового вогню до моменту їх приземлення.

Методи дослідження – класичні методи сучасної динаміки, методи моделювання та методи аеродинамічних розрахунків.

Створена інформаційна технологія, як сукупність методів розрахунку для підтримки процесу конструювання та програмно-технічного забезпечення розробки РСЗВ, зокрема мобільної ПУ та РС. Комплексна математична модель функціонування такого зразка озброєння і програмний комплекс з її реалізації безперервно в часі описують динаміку коливань ПУ і одночасний рух снарядів в межах ПУ, що дає можливість визначати початкові параметри траєкторії кожного окремого РС при залпі, а після сходу РС з ПУ забезпечувати розрахунок траєкторії кожного окремого снаряда до точки його падіння, таким чином визначаючи зону ураження.

ЗМІСТ

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАКИ	6
ВСТУП	7
1 УТОЧНЕННЯ МОДЕЛІ ПОЛЬОТУ РЕАКТИВНОГО СНАРЯДА	10
1.1 Аналітичне визначення інерційних характеристик тіл обертання	11
1.2 Розрахунок аеродинамічного демпфуючого моменту опереного тіла обертання.....	21
2 РОЗРАХУНКОВЕ ДОСЛІДЖЕННЯ РУХУ СНАРЯДІВ ТА СКЛАДОВИХ ЧАСТИН МОБІЛЬНОЇ ПУСКОВОЇ УСТАНОВКИ	26
2.1 Розрахунок жорсткісних і демпфуючих характеристик ґрунтової основи	28
2.2 Розрахунок інерційних характеристик артилерійської частини мобільної ПУ	36
2.3 Розрахунок дії струменя ракетного двигуна на внутрішню поверхню трубчастої направляючої	43
2.4 Чисельне моделювання сумісного руху РС і частин мобільної ПУ при пострілі серією снарядів	59
2.5 Методика оцінки та результати дослідження розрахункових зон технічного розсіювання РС	73
ВИСНОВКИ.....	79
ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ	81

СКОРОЧЕННЯ ТА УМОВНІ ПОЗНАКИ

- АДТ — активна ділянка траєкторії
ПЧ — поперотна частина;
РС — реактивний снаряд;
РСЗВ — реактивна система залпового вогню;
ХЧ — хитна частина.

ВСТУП

При створенні нових РСЗВ стає нагальним питання досягнення системою, що розробляється, тих параметрів, що обумовлені замовником. Виникає проблема у перевірці конструкційних рішень, які впливають на ефективність використання зразка РСЗВ. На даний час на Україні існують лише відокремлені і часткові моделі поведінки складових частин ПУ та РС на різних етапах старту та польоту. Повна перевірка всіх конструкторських рішень здійснюється лише багатовартісним натурним експериментом.

Актуальність роботи обумовлена об'єктивними потребами мати для дослідження та конструювання РСЗВ єдиний апарат, який би дозволяв здійснити комплексний підхід до моделювання процесів старту з мобільної ПУ, польоту РС та приземлення для зменшення вартості розробки нових і модернізації існуючих РСЗВ.

У світі існують окремі, не пов'язані між собою, методи розрахунку параметрів траєкторії РС, розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів та методи розрахунку навантажень на окремі вузли ПУ. Однак, частина з них має досить низьку точність розрахунку, частина не пристосована для чисельних розрахунків, а головне, всі методи відокремлені один від одного. Підхід, що застосовано в роботі, комплексно об'єднає між собою відокремлені процеси в єдиний процес старту-польоту-приземлення РС і може бути швидко адаптований до різного класу систем РСЗВ.

На відміну від більшості існуючих методик при створення математичних моделей коливань складних систем, коли для цього використовуються рівняння Лагранжа 2-го роду, в роботі використано для цього загальні теореми динаміки матеріальної системи, попередньо розділивши мобільну ПУ на складові частини, що взаємодіють між собою і з ґрунтом у внутрішніх і зовнішніх пружно-демпфуючих зв'язках. Такий підхід до створення моделі дав можливість обчислити внутрішні динамічні реакції зв'язків при старті РС

та досліджувати вплив на їх величину пружно-інерційних і демпфуючих характеристик складових ланок ПУ, наприклад, жорсткості підвісок шасі, характеристик амортизаторів и т. д.

На відміну від відомих систем рівнянь балістики РС система диференційних рівнянь, яка використана в роботі, враховує можливість існування всіх трьох складових балістичного вітру, що є надзвичайно важливим, приймаючи до уваги значний вплив вітру на траєкторію польоту РС, особливо на активній ділянці польоту.

Безперервність процесу старту з ПУ та польоту по траєкторії забезпечується при чисельному розв'язанні систем диференційних рівнянь руху РС в межах ПУ і польоту РС по траєкторії шляхом передачі кінцевих параметрів руху снаряда по ПУ в якості початкових умов руху РС на активній ділянці траєкторії. Це дає можливість досліджувати вплив інтервалу часу між пусками снарядів, значень сили зтяжки стопорно-замкового пристрою снаряда, порядку сходження снарядів з ПУ, механічних характеристик ґрунтової основи на траєкторії та зони падіння РС.

При створенні комплексного підходу до моделювання динамічних, аерофізичних та балістичних характеристик надзвукових тіл обертання є **актуальним питанням** збільшення дальності польоту РС за рахунок поліпшення його льотних характеристик та контролювання зони розсіювання РС при їх приземленні. В роботі здійснено удосконалення методів та моделей для розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів, динамічних коливань ПУ при залповому старті РС та моделі польоту РС з до-, транс та над- звуковими швидкостями.

Метою роботи є створення комплексу універсальних моделей для визначення параметрів процесу старту з мобільної пускової установки на базі автомобільного шасі і подальшого польоту надзвукових тіл обертання у вигляді некерованих реактивних снарядів реактивних систем залпового вогню до моменту їх приземлення.

На першому етапі [26] створено математичну модель сумісного руху РС і частин мобільної ПУ РЗСВ під час стартового навантаження, яка враховує взаємодію між РС, ПУ і ґрунтовою основою, а також жорсткості та масові характеристики елементів конструкції ПУ під час залпу РС, та її програмну реалізацію.

На другому етапі [27], використовуючи модель сумісного руху РС і частин ПУ як джерело початкових даних, створено математичну модель просторового руху РС під час польоту з урахуванням всіх можливих складових аеродинамічних сил і моментів, що виникають при наявності кутів атаки набігаючого на РС потоку повітря і представляються відповідними аеродинамічними коефіцієнтами.

1 УТОЧНЕННЯ МОДЕЛІ ПОЛЬОТУ РЕАКТИВНОГО СНАРЯДА

Модель просторового руху реактивного снаряда на активній і пасивній ділянках траєкторії польоту наводиться в попередньому розділі звіту. Модель уявляє систему диференціальних рівнянь, що описують рух центру мас снаряда і обертальний рух снаряда відносно центру мас. Рівняння руху системи містять вирази для проєкцій складових аеродинамічних сил і моментів, що діють в площині опору снаряда. Ці вирази одержані в залежності від просторового кута атаки без всяких обмежень на його значення. Приведена до канонічного вигляду, система не містить складних виразів в правих частинах рівнянь, що робить її зручною і надійною при чисельному інтегруванні. Все це дозволяє поліпшити точність розрахунків параметрів траєкторії і результати чисельних досліджень кутових коливань снарядів, особливо при складних початкових умовах руху і наявності вітру, а також відпрацьовувати питання, пов'язані зі стійкістю руху снарядів по траєкторії. Рівняння дозволяють одночасно враховувати всі три складові вітру. Реалізація в даній системі рівнянь моделі просторового обтікання снаряда зустрічним потоком повітря при довільних просторових кутах атаки дає можливість дослідження динаміки польоту з різного типу головними частинами і різними початковими умовами польоту.

Розв'язання задач балістики снарядів реактивної і реактивної артилерії пов'язано з розробкою та чисельним інтегруванням диференціальних рівнянь руху, до числа яких, як правило, входять рівняння руху центру мас та рівняння обертального руху відносно центру мас. Це потребує знання таких інерційних характеристик снаряда як його маса, положення центру мас та моментів інерції відносно центру мас. Важливо знати зазначені інерційні характеристики ще на стадії розробки та балістичного проектування артозброєння, що значно скорочує строки його створення. Єдиним можливим шляхом визначення інерційних характеристик на цьому етапі є розрахунок. Тому розробка аналітичних способів їх обчислення є практично важливою задачею.

1.1 Аналітичне визначення інерційних характеристик тіл обертання

В літературі з зовнішньої балістики існує досить багато публікацій, в яких розглядаються математичні моделі руху реактивних снарядів. Їх чисельна реалізація потребує обчислень масово-інерційних характеристик снарядів на кожному кроці чисельного інтегрування з урахуванням змінної маси снаряда на активній ділянці руху. Але конкретних способів аналітичного визначення інерційних характеристик снарядів за їх кресленнями у відкритій літературі не виявлено.

Маса, положення центру мас, осьовий і екваторіальний моменти інерції є основними інерційними характеристиками снаряда. Для визначення інерційних характеристик існує два принципово різні шляхи - аналітичний і експериментальний. При проектуванні користуються аналітичним методом, але при цьому доводиться робити досить значні припущення. Розглянемо спосіб обчислення інерційних характеристик реактивних снарядів з двигуном на твердому паливі за їх креслення, який забезпечує достатню для розв'язання задач балістики точність обчислень. В основу способу покладені представлені в [1] залежності для визначення інерційних характеристик набоїв до стрілецького озброєння.

Під час горіння порохового заряду на активній ділянці траєкторії маса його безперервно зменшується. При одночасному горінні всієї поверхні порохового заряду, як зовні, так і з середини, можна вважати, що положення центру мас його не змінюється, а маса зменшується. Це призводить до зменшення осьового моменту інерції РС і має вплив на зміну положення його центру мас. А це, в свою чергу, спричиняє зміни екваторіального моменту інерції.

Знаючи початкову масу заряду та його секундні витрати можна визначити інерційні характеристики РС на протязі всього часу горіння порохового заряду. При розрахунках для визначення маси снаряда, порохового і розривного зарядів, положення центру мас і моментів інерції снаряда

необхідно поперечними перерізами розділити на елементарні частини (конуси, зрізані конуси та циліндри) окремо оболонку і спорядження (рис. 1).

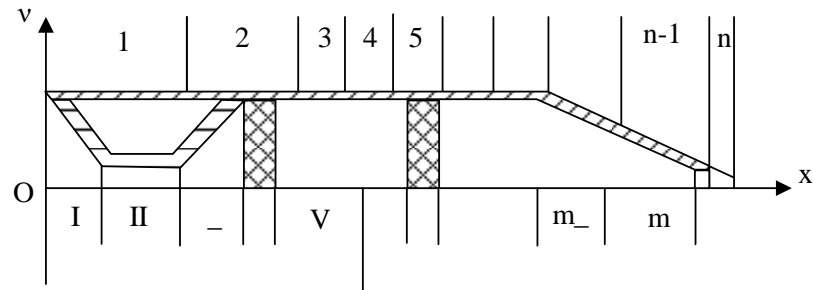


Рисунок 1 - Схема перерізів снаряда.

При цьому дуга твірної головної частини снаряда може бути поділена на ціле число рівних частин. Одержані відрізки дуг замінюється хордами, а елементарні частинки, які складають головну частину снаряда, розглядаються як зрізані конуси.

При визначенні об'ємів фігур (циліндра, зрізаного конуса і конуса) користуються формулами:

$$V_{ц} = \pi R^2 h; \quad V_{зк} = \pi / 3 (R^2 + Rr + r^2) h; \quad V_{к} = \pi / 3 R^2 h, \quad (1.1)$$

де R – радіус більшої сфери; r – де радіус меншої сфери; h – висота фігури.

Для спрощення розрахунків у формулу об'єму зрізаного конуса введемо величину $\rho = r / R$. Тоді

$$V_{зк} = 1 / 3 \pi R^2 (1 + r / R + r^2 / R^2) h = 1 / 3 \pi R^2 (1 + \rho + \rho^2) h \quad (1.2)$$

Позначивши $\alpha = \pi / 3 \cdot (1 + \rho + \rho^2)$, отримаємо формулу для визначення об'єму зрізаного конуса:

$$V_{зк} = \alpha R^2 h \quad (1.3)$$

Ця перетворена формула являє собою загальну формулу для обчислення об'ємів фігур, які розглядаються. Так для циліндра ($r=R$, $\rho=1$), $\alpha=\pi$ для конуса ($r=0$, $\rho=0$), $\alpha=\pi/3$.

Маса остаточно спорядженого снаряда складається із маси оболонки, спорядження і підривника:

$$M = m_{об} + m_{сн} + m_{підр} \quad (1.4)$$

Маса металу оболонки і спорядження визначається за формулами:

$$m_{об} = V_{об} \cdot \gamma_{об}; \quad m_{сн} = V_{сн} \cdot \gamma_{сн}, \quad (1.5)$$

де $V_{об}$ – об'єм металу оболонки; $\gamma_{об}$ – густина металу оболонки; $V_{сн}$ – об'єм камери (спорядження); $\gamma_{сн}$ – середня густина однорідного спорядження (розривного заряду, порохового заряду); $[m] = \kappa\zeta$; $[\gamma] = \kappa\zeta / \text{м}^3$; $[V] = \text{м}^3$,

Об'єм металу оболонки снаряда визначається як різниця між сумами об'ємів елементарних частинок по зовнішньому окресленню (корпусу) $V_{корп}$ та його внутрішньому окресленню (порожнині) $V_{пор}$ оболонки.

$$V_{ОБ} = \sum_{i=1}^n V_{i \text{ корп}} - \sum_{i=1}^n V_{i \text{ пор}} \quad (1.6)$$

В результаті перерізу снаряду на частини практично утворюються три геометричні форми: циліндр, зрізаний конус і конус, об'єм яких розраховується за формулою (1.1). При розробці снаряда маса підривника зазвичай задається.

Для визначення положення центру мас снаряда необхідно перш за все знайти моменти мас елементів його складових (оболонки, спорядження і підривника) відносно будь-якого перетину, перпендикулярного до вісі

снаряда. Оскільки положення центру мас прийнято вказувати відносно донного зрізу снаряда, то і моменти мас необхідно розрахувати відносно нього. Положення центру мас снаряда відносно донного зрізу визначається за формулою:

$$X_C = \frac{M}{m} = \frac{M_{об} + M_{сн} + M_{нідр}}{m}, \quad (1.7)$$

де M - момент маси снаряда відносно донного зрізу; X_C – відстань від донного зрізу снаряда до його центру мас; m – маса снаряда.

Моменти маси оболонки і спорядження визначається за формулами:

$$M_{об} = m_{об} \cdot X_{об}; \quad M_{сн} = m_{сн} \cdot X_{сн}. \quad (1.8)$$

Якщо замінити маси елементів добутком їх об'єму на відповідну густину, то одержимо:

$$M_{об} = V_{об} \cdot X_{об} \cdot \gamma_{об} = M(V_{об}) \cdot \gamma_{об}; \quad M_{сн} = V_{сн} \cdot X_{сн} \cdot \gamma_{сн} = M(V_{сн}) \cdot \gamma_{сн}, \quad (1.9)$$

де $M(V_{об})$, $M(V_{сн})$ – моменти об'ємів оболонки і спорядження; $X_{об}$, $X_{сн}$ – відстань від донного зрізу до центрів мас оболонки і спорядження.

Так як моменти маса оболонки і спорядження складаються з моментів мас окремих геометричних фігур, то

$$M_{об} = (V_{корп} \cdot X - V_{пор} \cdot X) \cdot \gamma_{об} = \left(\sum_{i=1}^n V_{i \text{ корп}} \cdot X_i - \sum_{k=1}^m V_{i \text{ пор}} \cdot X_i \right) \cdot \gamma_{об};$$

$$M_{сн} = V_{сн} \cdot X \cdot \gamma_{сн} = \left(\sum_{k=1}^m V_i \cdot X_i \right) \cdot \gamma_{сн} \quad (1.10)$$

Відстань між центром мас кожної елементарної фігури і донним зрізом снаряда X_i визначається за формулою: $X_i = l_i + \xi_i$, де l_i – відстань між донним зрізом снаряда і основою елементарної фігури, зверненої до донного зрізу снаряда (визначається вимірюванням по кресленню); ξ_i – відстань між указаною основою і центром мас елементарної фігури.

Для зрізаного конуса, повернутого більшою основою до донного зрізу снаряда $\xi = \beta h$, де

$$\beta = \frac{1 + 2\rho + 3\rho^2}{4(1 + \rho + \rho^2)} \quad (1.11)$$

У тих випадках коли зрізаний конус повернутий більшою основою до вершини снаряда при обчисленні ξ користуються формулою: $\xi_{зк} = (1 - \beta) \cdot h$. Для циліндра і конуса відповідно $\xi_{ц} = h / 2$, $\xi_{к} = h / 4$.

Осьовий момент інерції снаряда відносно осі симетрії дорівнює сумі осьових моментів інерції його елементів: $A = A_{об} + A_{сп} + A_{підр}$. Осьовий момент інерції об'ємів фігур визначається залежностями [1]:

$$A(V) = \mu \cdot V \cdot R^2; \quad \mu = 0,3 \cdot \frac{1 + \rho + \rho^2 + \rho^3 + \rho^4}{1 + \rho + \rho^2}; \quad \mu_{ц} = \frac{1}{2}; \quad \mu_{к} = 0,3. \quad (1.12)$$

Екваторіальний момент інерції снаряда відносно екваторіальної осі, яка проходить через його центр мас дорівнює сумі екваторіальних моментів інерції його елементів: $B = B_{об} + B_{сп} + B_{підр}$. Екваторіальний момент інерції об'ємів окремих елементів снаряда відносно його центру мас обчислюється таким чином [1]:

$$B(V) = A(V) / 2 + v \cdot V \cdot h^2 + V \cdot \lambda^2; \quad v = \frac{3}{80} \cdot \frac{(1 + \rho)^4 + 4\rho^2}{(1 + \rho + \rho^2)^2}; \quad v_u = \frac{1}{12}; \quad v_k = \frac{3}{80} \quad (1.13)$$

$\lambda = |X_c - X_i|$ – відстань між центром мас снаряда і центром мас елемента, що розглядається.

По значенням осьового і екваторіального моментів інерції можна робити висновки про балістичні властивості снаряда. Виходячи з викладеного вище, оболонку снаряда розглядаємо як суцільне тверде тіло, в якому є порожнини, що не мають маси. Тобто оболонка снаряда являє собою тверде тіло, з якого вирізано частини маси. Отже, можна користуватися одними і тими ж формулами, якщо умовитись, що доданки, котрі відповідають відкинутим масам, брати з від'ємними знаками. Густину у елемента порожнини будемо записувати густиною оболонки з від'ємним знаком, тобто використаємо метод від'ємних мас.

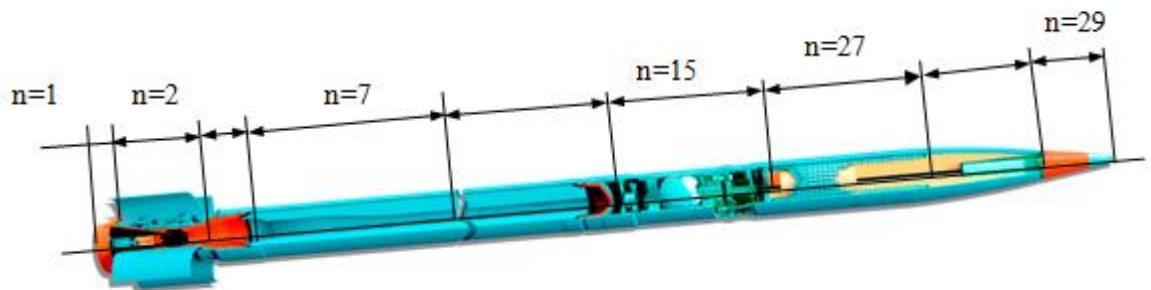


Рисунок 2 - Розбивка конструкція снаряда на елементарні ділянки.

Підготовку даних до розрахунку проілюструємо на прикладі реактивного снаряда типу М-21ОФ (рис. 2). Розділимо на кресленні корпус і порожнини конструкції снаряда на елементарні частини у вигляді циліндра, конуса та зрізаного конуса. Згідно креслення розбиваємо поперечними перерізами на елементарні частини (конуси, зрізані конуси і циліндри) окремо оболонку, спорядження, підривник. Дуга твірної головної частини снаряда може бути поділена на ціле число рівних частин. Одержані відрізки дуг замінюються

хордами, а елементарні частини, що складають головну частину снаряда, слід розглядати як зрізані конуси.

Визначаємо r , R , h , і l – відстань між донним зрізом снаряда і основою фігури, повернутої до донного зрізу снаряда. Дано характеристику елементарних частин, наприклад, в такому варіанті. Ділянка $n=1$, кришка-сопло, має сім соплових отворів; розглядаємо як однорідний циліндр середньої густини. Ділянка $n=2$ (порожнина). Чотири лопаті стабілізатора на траєкторії поставлені під кутом до осі снаряда для підтримання обертального руху. Будемо вважати, що їх маса рівномірно розподілена по циліндричній поверхні (трубі), радіус якої дорівнює відстані від центра мас лопаті до осі снаряда, товщина стінки дорівнює товщині лопаті, а довжина – довжині лопаті. Визначивши масу і об'єм лопаті, будемо знати середню густину циліндричної поверхні: густина γ дорівнює масі поділеної на об'єм. Ділянки $n=3$, $n=4$ (порожнина) – корпус хвостової частини (блок стабілізатора). Ділянки $n=6$, $n=7$ (порожнина) – задній конус. Ділянки $n=8$, $n=9$ (порожнина) – з'єднання конусів. Ділянки $n=10$, $n=11$ (порожнина) – передній конус. Ділянки $n=12$, $n=13$, $n=14$, $n=15$, $n=16$ – корпус ракетної частини. Ділянки $n=17$, $n=18$ – порожнини для порохового заряду. Ділянки $n=19$, $n=20$ – хвостова і головна шашки (елементи змінної маси). Ділянки $n=21$, $n=22$ (порожнина). Ділянки $n=23$, $n=24$ (порожнина) – корпус бойової частини. Ділянки $n=25$, $n=26$ – вибухова речовина. Ділянки $n=27$ – порожнина для підричника. Ділянки $n=28$, $n=29$ – підричник (розглядаємо як однорідне тіло середньої густини, яке складається з двох елементів: циліндра і конуса).

Алгоритм обчислення інерційних характеристик снаряда передбачає введення n елементів – його елементарних частин, для кожної з яких треба ретельно визначити вхідні дані: γ , r , R , h , l , S , t для введення масивів; γ – густина оболонки, спорядження, підричника ($\text{кг}/\text{м}^3$); r – радіус меншої основи зрізаного конуса, (м); R – радіус більшої основи зрізаного конуса (м), для циліндра $r = R$. Блок-схема розрахунку представлена на рис 3÷5.

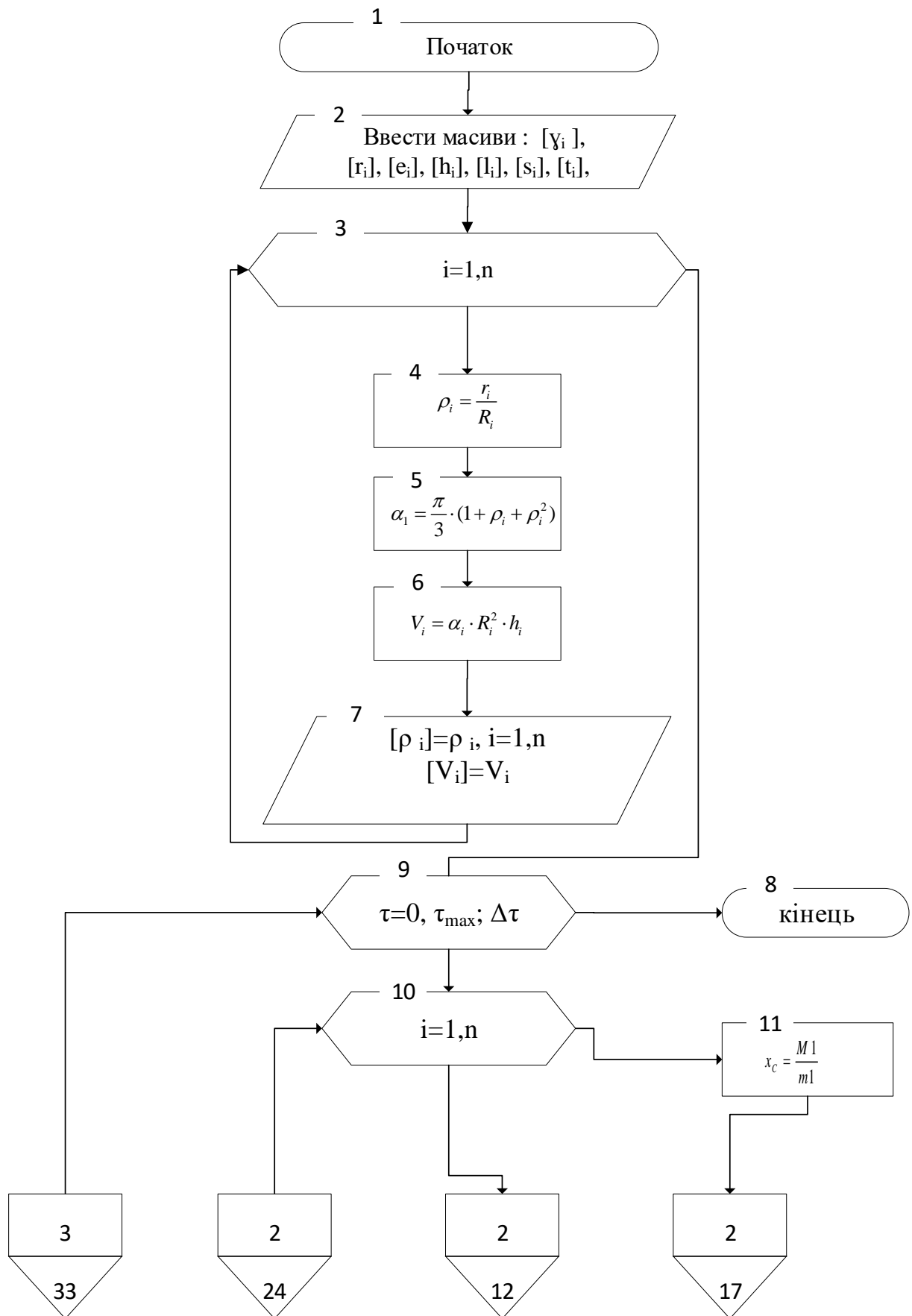


Рисунок 3 - Блок-схема розрахунку інерційних характеристик снаряда.

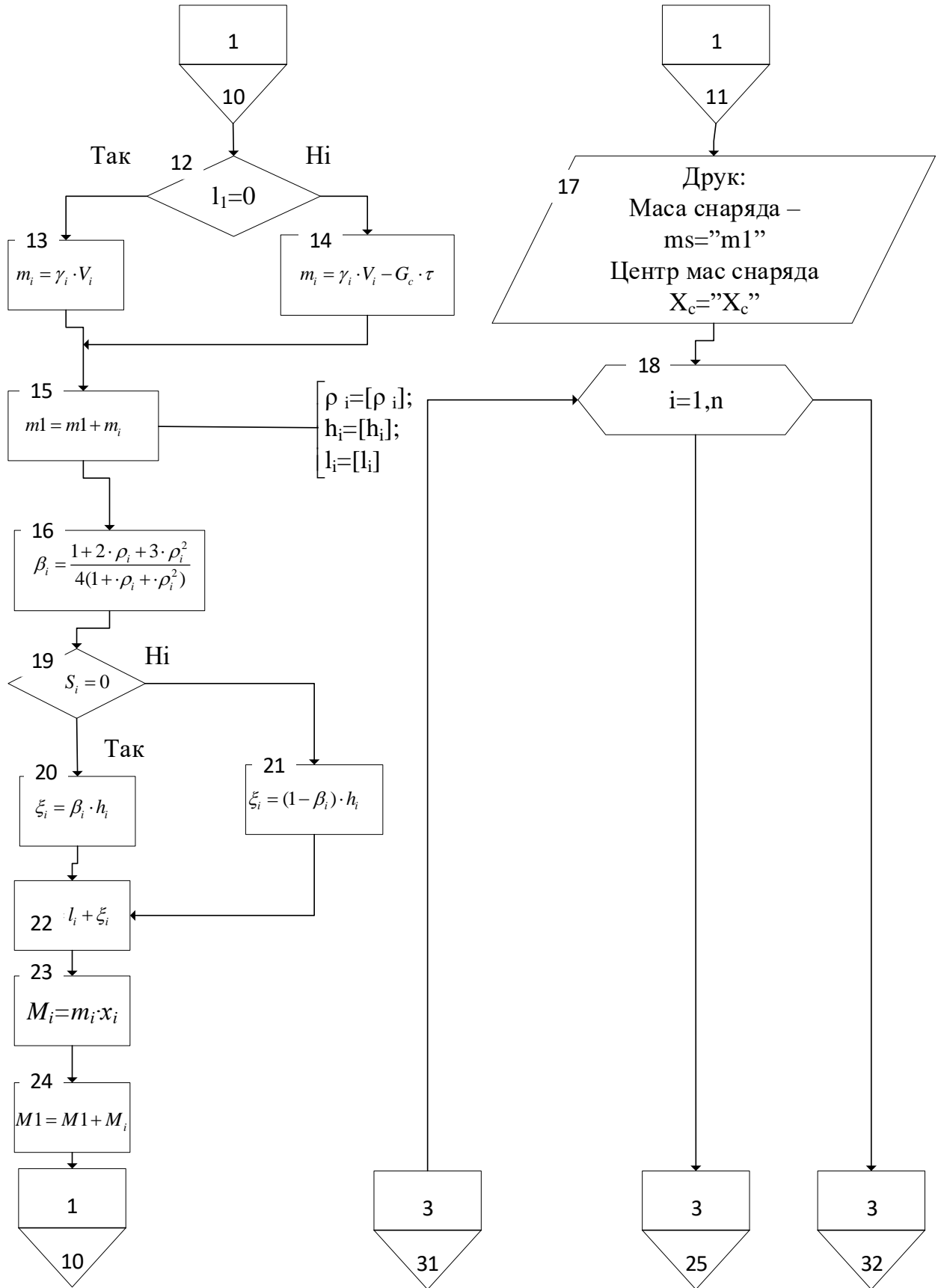


Рисунок 4 - Блок-схема (продовження) розрахунку інерційних характеристик снаряда.

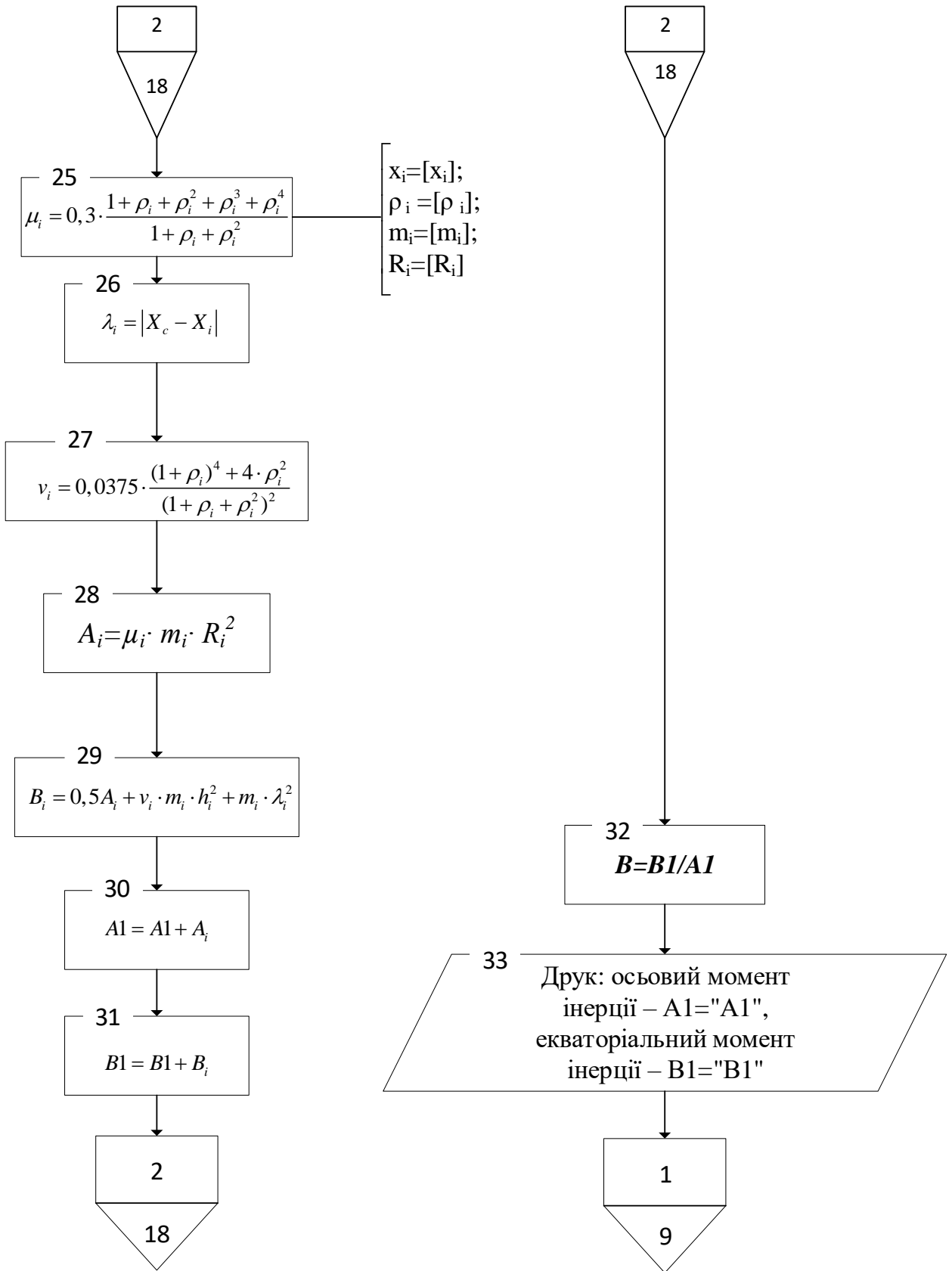


Рисунок 5 - Блок-схема (продовження) розрахунку інерційних характеристик снаряда.

Для конуса $r = 0$; h - висота конуса (зрізаного конуса, циліндра) (м); l - відстань між донним зрізом снаряда і основою елемента, якою він повернутий до дна снаряда (визначається вимірюванням по кресленню) (м); S - ознака елемента. Якщо зрізаний конус повернутий меншою основою до вершини снаряда, то $S = 0$, якщо більшою основою до вершини, то $S = 1$. Для циліндра $S = 0$. Додатково до ознаки S кожного елемента потрібно ввести ознаку t цього елемента. Елементу, маса якого з часом зменшується за законом $m_\tau = m_0 - G_C \cdot \tau$, присвоюється ознака $t = 1$. Елементи, маса яких залишається незмінною, мають ознаку $t = 0$. Даний алгоритм розрахунку інерційних характеристик РС закладається в математичну модель руху. За допомогою цього методу визначаються змінні маса та моменти інерції РС на кожному кроці АДТ в процесі чисельного інтегрування диференціальних рівнянь руху.

1.2 Розрахунок аеродинамічного демпфуючого моменту опереного тіла обертання

Аеродинамічні моменти для тіл обертання, наприклад, момент відносно осі z в пов'язаній системі координат з початком в центрі мас тіла, прийнято записувати у вигляді $M_z = q \cdot S \cdot L \cdot m_z$, де q – швидкісний напір, S – площа мідельового перетину тіла обертання, L – довжина тіла обертання, m_z – безрозмірний аеродинамічний коефіцієнт. З іншого боку, аеродинамічний відновлюючий момент опіреного тіла обертання відносно осі з початком в центрі мас можна представити у вигляді

$$M_z = R_n \cdot L_T, \quad (1.14)$$

де $R_n = q \cdot S \cdot C_n$ – величина нормальної сили в тій же системі координат, L_T – відстань від центру мас снаряда до центру тиску (рис. 6). В такому разі,

отримуємо величину моменту, виражену через коефіцієнт нормальної аеродинамічної сили C_n

$$M_z = q \cdot S \cdot C_n \cdot L_T = q \cdot S \cdot L \cdot \frac{L_T}{L} \cdot C_n = q \cdot S \cdot L \cdot m_z, \quad (1.15)$$

де величина аеродинамічного коефіцієнту $m_z = \bar{L} \cdot C_n$, $\bar{L} = \frac{L_T}{L}$, $L_T = X_T - L_2$, X_T – поздовжня координата центру тиску, виміряна відносно носика тіла обертання, L_2 – відстань від носика до центру мас тіла (рис. 6).

При обтіканні опереного тіла обертання під кутом атаки (рис. 6) нормальна аеродинамічна сила, прикладена в центрі тиску, створює відновлюючий момент відносно центру мас, який сприяє зменшенню кута атаки, чим стабілізує тіло при польоті по траєкторії. Існування під час польоту тільки відновлюючого моменту при відсутності демпфуючого моменту призвело б до незатухаючих кутових коливань тіла обертання відносно центру мас на всій траєкторії польоту. В дійсності кутові коливання на траєкторії носять обмежений характер завдяки існуванню демпфуючої складової відновлюючого моменту пропорційної кутовій швидкості тіла в його обертанні навколо центру мас [2].

Для знаходження демпфуючого моменту будемо виходити з існування заздалегідь визначеної залежності коефіцієнту C_n нормальної аеродинамічної сили R_n від кута атаки α (рис. 6), отриманої при ряді фіксованих (статичних) значень кута атаки шляхом розрахунків або випробувань. Наявність кутової швидкості тіла обертання призводить до зміни місцевих кутів атаки на поверхні тіла. Поява додаткових місцевих кутів атаки в свою чергу призводить до появи додаткових елементарних нормальних аеродинамічних сил і моментів, які залежать від кутової швидкості обертання. у такому разі, значення стабілізуючого моменту можна записати таким чином:

$$M_z(\alpha, \dot{\alpha}) = (M_z)_{\alpha_0} + \left(\frac{\partial M_z}{\partial \alpha} \right)_{\alpha=\alpha_0} \cdot d\alpha_{\omega}, \quad (1.16)$$

де $(M_z)_{\alpha_0}$ – значення стабілізуючого моменту при фіксованому куті атаки $\alpha = \alpha_0$ за умови відсутності обертання; $d\alpha_{\omega}$ – середній елементарний приріст кута атаки за рахунок наявності швидкості точок поверхні тіла обертання при зміні положення його осі по відношенню до вектора швидкості центру мас \vec{V} .

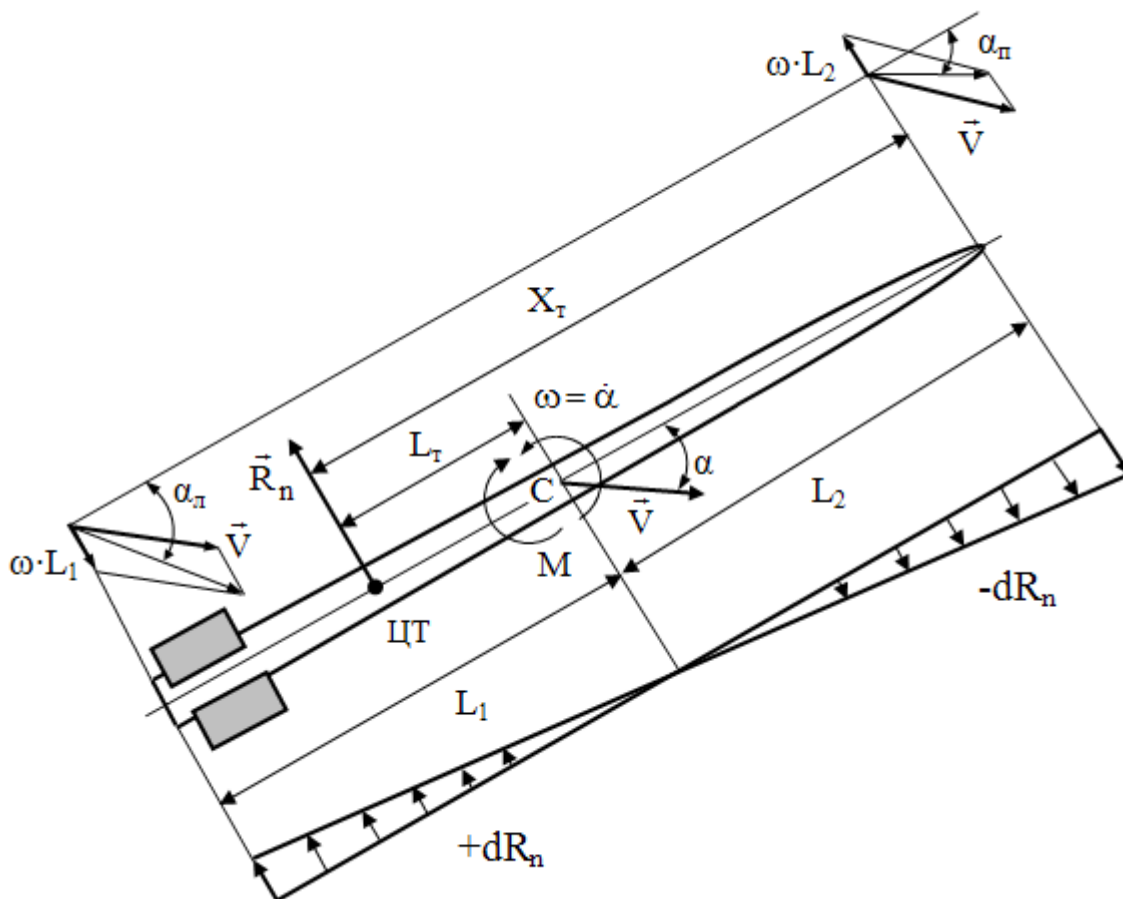


Рисунок 6 - До визначення аеродинамічного демпфуючого моменту опереного тіла обертання.

Додаткова величина стабілізуючого моменту, що залежить від кутової швидкості обертання тіла, є демпфуючим моментом

$$M_d = \left(\frac{\partial M}{\partial \dot{\alpha}} \right)_{\alpha_0} \cdot d\dot{\alpha}_\omega \quad (1.17)$$

Середній елементарний приріст кута атаки за рахунок наявності швидкості точок поверхні тіла обертання $d\dot{\alpha}_\omega$ знайдемо з таких міркувань. Припустимо, що тіло обертання має абсолютну кутову швидкість навколо центру мас $\omega = \dot{\alpha}$ і змінний кут атаки α (рис. 6). За елементарний проміжок часу кут атаки в крайній лівій точці поверхні тіла при обертанні збільшується на величину $d\alpha_{\text{л}}$, а в крайній правій точці поверхні зменшується на величину $d\alpha_{\text{п}}$. Діапазон зміни кута атаки по всій довжині тіла за рахунок обертання складає $d\alpha_{\Sigma} = d\alpha_{\text{л}} + d\alpha_{\text{п}}$. Так як передній розрахунок відновлюючого аеродинамічного моменту відбувався при постійних по всій довжині тіла значеннях кута атаки, то необхідно визначитися з постійним для всього тіла значенням $d\dot{\alpha}_\omega$, виходячи з $d\alpha_{\Sigma}$. Приймаємо, що середній елементарний приріст кута атаки за рахунок наявності швидкості точок поверхні тіла обертання

$$d\dot{\alpha}_\omega = 0.5 \cdot d\alpha_{\Sigma} = 0.5 \cdot (d\alpha_{\text{л}} + d\alpha_{\text{п}}) \quad (1.18)$$

З рис. 6 видно, що елементарні прирісти кутів атаки в крайніх точках поверхні тіла при обертанні дорівнюють:

$$d\alpha_{\text{л}} = \frac{\omega \cdot L_1}{V} = \frac{\dot{\alpha} \cdot L_1}{V}; \quad d\alpha_{\text{п}} = \frac{\omega \cdot L_2}{V} = \frac{\dot{\alpha} \cdot L_2}{V}. \quad (1.19)$$

У такому разі

$$d\alpha_{\omega} = 0.5 \cdot \left(\frac{\dot{\alpha} \cdot L_1}{V} + \frac{\dot{\alpha} \cdot L_2}{V} \right) = 0.5 \cdot \frac{L}{V} \cdot \dot{\alpha} \quad (1.20)$$

Знайдемо похідну в (1.17), диференціюючи вираз (1.14) для стабілізуючого моменту. Так як передбачається подальше чисельне диференціювання з використанням результатів розрахунків стабілізуючого моменту відносно носика тіла обертання, то заміняючи в виразі (1.14) L_T на X_T , отримуємо:

$$M_z = q \cdot S \cdot C_n \cdot X_T$$

$$\left(\frac{\partial M}{\partial \alpha} \right)_{\alpha_0} = q \cdot S \cdot \left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha} \cdot X_T + C_n \cdot \frac{\partial X_T}{\partial \alpha} \right)_{\alpha_0} \quad (1.21)$$

Підставляючи (1.20) і (1.21) в (1.17), отримуємо таке значення демпфуючого моменту:

$$M_d = 0.5 \cdot q \cdot S \cdot \frac{L}{V} \cdot \left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha} \cdot X_T + C_n \cdot \frac{\partial X_T}{\partial \alpha} \right)_{\alpha_0} \cdot \dot{\alpha} \quad (1.22)$$

Демпфуючий момент M_d спрямований в бік, протилежний обертанню. Похідні, що входять до виразу (1.22) знаходяться чисельним диференціюванням $C_n(\alpha)$ і $X_T(\alpha)$ по α .

2 РОЗРАХУНКОВЕ ДОСЛІДЖЕННЯ РУХУ СНАРЯДІВ ТА СКЛАДОВИХ ЧАСТИН МОБІЛЬНОЇ ПУСКОВОЇ УСТАНОВКИ

Однією з задач комплексного моделювання динамічних, аерофізичних та балістичних характеристик надзвукових тіл обертання від старту до приземлення є створення комплексної методики розрахунку спільного руху розміщених в пакеті трубчастих напрямних реактивних снарядів і складових частин мобільної пускової установки на базі автомобільного шасі, призначеної для дослідження коливань пускової установки і початкових параметрів траєкторій серії реактивних снарядів, випущених з мобільної пускової установки. Комплексна методика включає:

1) Розрахункову і математичну моделі коливань пускової установки, спроектованої на базі автомобільного шасі, при відносному спокої реактивного снаряда з працюючим двигуном в трубчастій направляючій.

2) Розрахункову і математичну моделі руху реактивного снаряда з працюючим двигуном в трубчастій направляючій і одночасних коливань пускової установки, спроектованої на базі автомобільного шасі.

3) Розрахункову і математичну моделі коливань пускової установки, спроектованої на базі автомобільного шасі, після сходу чергового снаряда серії снарядів з направляючої.

4) Розрахункову і математичну моделі коливань пускової установки, спроектованої на базі автомобільного шасі, після сходу останнього снаряда до затухань коливань пакету направляючих.

Розрахункові і математичні моделі коливань пускової установки призначені для моделювання руху складових частин пускової установки з моменту запуску двигуна першого снаряда і до моменту затухання коливань ПУ після сходу останнього з серії снарядів. Розрахункові моделі представляють схематичні рисунки, на яких зображуються складові частини пускової установки з діючими на них реакціями внутрішніх і зовнішніх зв'язків і застопореним або рухомим в трубчастій направляючій снарядом з

діючою на нього силою тяги працюючого двигуна та сил реакції трубчастої направляючої. На рисунках розрахункової моделі наносяться системи координат, що визначають положення складових частин пускової установки при її коливаннях, і зображуються всі прийняті для розрахунку пружні і демпфуючі зв'язки між складовими частинами пускової установки та ґрунтом. Розрахункова модель моделює пружні і демпфуючі властивості ґрунту пружними і демпфуючими зв'язками між пусковою установкою і ґрунтовою основою, що виникають в місцях розміщення коліс автомобільного шасі і опорних домкратів пускової установки. Все пружні і демпфуючі зв'язку приймаються лінійними. Переміщення складових частин пускової установки після спрацьовування двигуна снаряда відбуваються з положення їх статичної рівноваги, яке по мірі сходу снарядів змінюється. У зв'язку з цим дія сил тяжіння на складові частини пускової установки в рівняннях їх руху не розглядається. Розрахункова модель враховує зменшення сумарної ваги розміщених в пакеті напрямних снарядів на величину ваги чергового зійшовшого снаряда. Математична модель коливань мобільної пускової установки являє систему диференціальних рівнянь руху складових частин пускової установки щодо їх положень статичної рівноваги, складених на підставі загальних теорем динаміки матеріальної системи.

Розрахункові і математичні моделі для всіх чотирьох ділянок руху системи «снаряд-ПУ» надані в попередніх проміжних звітах даної роботи [26, 27] де проводилось моделювання динаміки старту. У зв'язку з тим, що в зазначених частинах звітів не відображені питання взаємодії пускової установки з ґрунтовою основою, в даному звіті викладається методика визначення пружних і демпфуючих характеристик ґрунту під колесами і опорами ПУ. Також надається методика розрахунку положення центру мас і моментів інерції відносно центральних осей пакету трубчастих направляючих, що входять до рівнянь обертального руху пакету відносно центру мас. Важливим фактором, що впливає на динамічні характеристики пускової установки є сила

дії надзвукового високотемпературного газового струменя на пакет направляючих при сході снаряда з направляючої.

Для реалізації розрахункових і математичних моделей руху системи «снаряд – ПУ» програмне забезпечення виконує наступні функції:

1) Введення масивів вихідних чисельних даних, що визначають порядок і геометрію розміщення снарядів на направляючої, а також порядок їх сходу з направляючої.

2) Введення даних, що містять чисельні значення тягових характеристик двигуна реактивного снаряда.

3) Введення розмірів трубчастої напрямної і пакета направляючих, необхідних для розрахунку руху складових частин пускової установки.

4) Введення масивів вхідних чисельних даних, необхідних для розрахунку змінних величин маси і моментів інерції завантаженого снарядами пакета трубчастих напрямних під час старту серії снарядів, які враховують геометрію направляючої і розміщення снарядів на направляючій.

5) Введення масивів вхідних чисельних даних, необхідних для розрахунку змінних величин маси і моментів інерції снаряда при вигоранні його паливного заряду.

6) Чисельне інтегрування системи диференціальних рівнянь руху снаряда і складових частин пускової установки методом Рунге-Кутта.

7) Виведення і збереження чисельних значень параметрів коливань складових частин пускової установки і зусиль у внутрішніх і зовнішніх зв'язках пускової установки на протязі всього циклу чисельного інтегрування.

2.1 Розрахунок жорсткісних і демпфуючих характеристик ґрунтової основи

Точність вирішення задач динаміки стрільби реактивних систем залежить від ступеню врахування жорсткісних, демпфуючих і реологічних характеристик ґрунтової основи. Ґрунт є нелінійним пружно-пластичним-

в'язким стискаємим середовищем. У загальному випадку залежність об'ємної і здвигової деформації від навантаження є нелінійною. Здвигова деформація зі збільшенням напруги безперервно збільшується, інтенсивність збільшення об'ємної деформації зі збільшенням навантаження зменшується, і деформація прямує до границі, при якій настає граничне ущільнення ґрунту. Тривалість процесу ущільнення залежить від рівня коливань опорних пристроїв: чим більше прискорення при одному і тому ж тиску на ґрунт, тим менша тривалість процесу ущільнення [3,4].

У процесі стрільби реактивна система своїми опорними пристроями взаємодіє з ґрунтом. Характер цієї взаємодії визначається статичним тиском у передпусковий період, прискоренням опорних пристроїв при стрільбі, а також категорією ґрунту. Вказані умови визначають і розрахункову модель ґрунту, що описує його роботу. Дослідами і розрахунками доведено, що поведінка ґрунтів III категорії (глина середня і важка, розрихлена, суглинок щільний) і IV категорії (глина важка, промерзаючі ґрунти: рослинний шар, торф, піски, супісі, суглинки і глини в режимі стрільби описується моделлю Кельвіна-Фойхта [5]. У відповідності з цією моделлю ґрунт представляє собою тіло (середовище) з пружним і в'язким елементами (з лінійними характеристиками жорсткості і демпфування). Вплив реактивної системи на ґрунт через опорні пристрої може бути постійним (в передстартовий період) або динамічним (при стрільбі). В обох випадках ґрунт деформується (ущільнюється): в першому випадку повільніше, в другому швидше. Процес ущільнення ґрунту продовжується до моменту часу, коли залишкові деформації вже не відбуваються, а ґрунт починає працювати як пружне тіло. При багаторазово повторюваного навантаження і розвантаження в ґрунті виникають чисто пружні деформації, і накопичення залишкових деформацій з плином часу майже не має місця. Крім того, при дії миттєвої навантаження залишкова деформація не встигає проявитися. Тому при дії динамічних (вібраційних) навантажень від машин допускається розглядати ґрунти як пружні деформуємі тіла

Наближена якісна картина ущільнення ґрунту показана на рис. 7 [5], де введені позначення: $p_{ст}$, $p_{дин}$ – тиск під опорами від статичного і динамічного навантажень; T, τ – період ущільнення ґрунту і період прикладання динамічного навантаження; T_1 – час дії лише статичного навантаження; $y_{ст}$ – статична деформація, $y(t)$ – поточна ордината коливань ґрунту під опорами, $y_{зал}$ – залишкова деформація ґрунту.

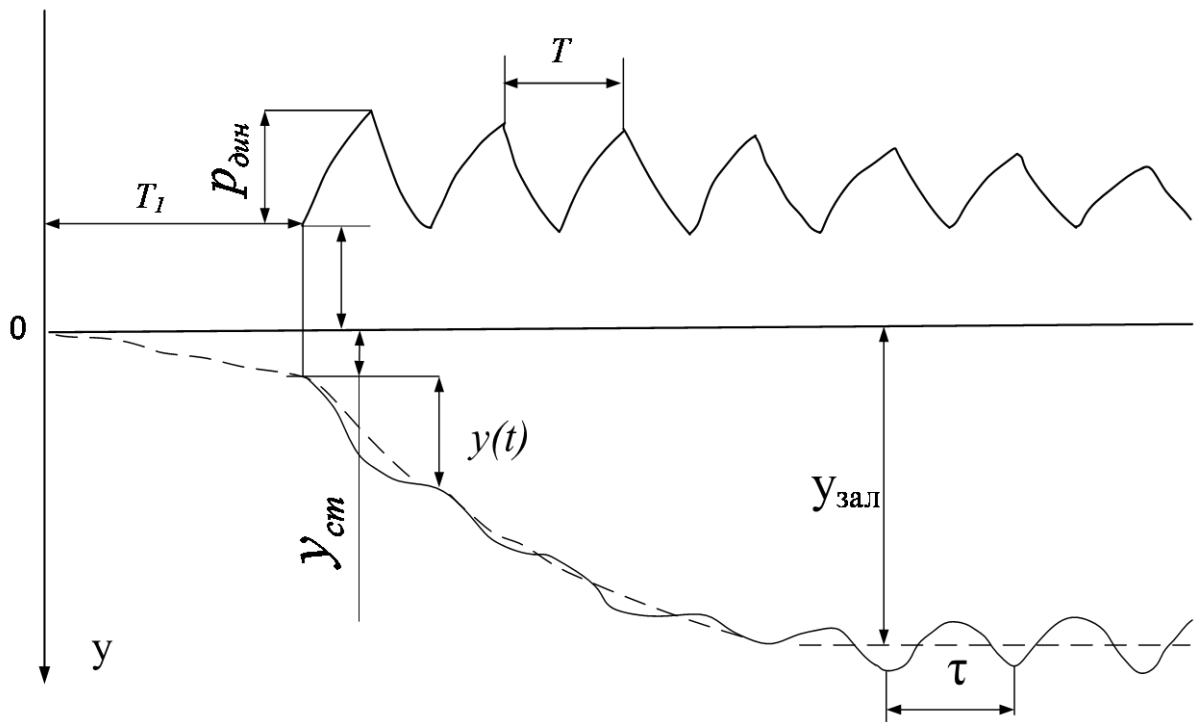


Рисунок 7 - Якісна картина ущільнення ґрунту.

Результати експериментів показують, що після 10÷12 циклів навантаження відбувається повне ущільнення слабкого ґрунту. Залишкові деформації при цьому зникають, залишаються лише пружні деформації. Встановлено, що величина залишкової деформації, що складає (80...85)% від максимально можливої, з'являється після трьох-чотирьох-кратного прикладання навантаження [6].

Побудована на цих припущеннях теорія розрахунку була запропонована Н. П. Павлюком і розвинена надалі в роботах Д. Д. Баркана [3], О. А. Савінова [7], та ін. За цією теорією опір вертикальним переміщенням, зрушенням і поворотам фундаменту характеризується коефіцієнтами жорсткості основи пружного, рівномірного і нерівномірного стискання C_y , C_x , C_φ і зсуву C_ψ , визначених виразами:

$$R_y = C_y \cdot S \cdot y; \quad R_x = C_x \cdot S \cdot x; \quad M_\varphi = C_\varphi \cdot S \cdot \varphi; \quad M_\psi = C_\psi \cdot S \cdot \psi, \quad (2.1)$$

де R_y і R_x – відповідно вертикальна і горизонтальна складові рівнодіючої реакції пружної ґрунтової основи; M_φ і M_ψ – моменти реактивних пар, що діють відповідно в одній з головних вертикальних площин і в площині контакту основи; y і x – відповідно вертикальне і горизонтальне зміщення центру ваги площі основи; φ і ψ - кути повороту фундаменту відповідно в одній з головних вертикальних площин основи і в площині основи; F – площа контакту основи з ґрунтом; I , I_z - моменти інерції цієї площі відносно головних осей можливого обертання основи. Коефіцієнти C_y , C_x , C_φ , C_ψ залежать не тільки від пружних властивостей ґрунту, але також і від ряду інших факторів, в число яких входять розміри і форма підошви основи та ін.

Пружністю ґрунту називають його властивість відновлювати свою форму і об'єм після припинення дії зовнішніх сил. Як вже вказувалося, пружність ґрунту характеризується коефіцієнтами пружного рівномірного стискання C_y , нерівномірного стискання C_φ і зсуву C_ψ . На основі дослідів [3,6] було встановлено, що при тиску до 0,1 МПа залежність між тиском p і пружньою деформацією y є лінійною, тобто

$$p = C_y \cdot y \quad (2.2)$$

При тиску $p > 0,1$ МПа пружня деформація збільшиться за нелінійним законом. Коефіцієнт C_y залежить від фізичних властивостей ґрунту (питомої

ваги, вологості), площі опори, коефіцієнту Пуассона і визначається по залежності.

$$C_y = k_y \cdot \frac{E}{1 - \mu^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{F}}, \quad (2.3)$$

де E – модуль пружності ґрунту, μ – коефіцієнт Пуассона ґрунту, що змінюється для різних ґрунтів в межах $0 < \mu \leq 0,5$ (табл. 1),

$$k_y = \frac{\pi \cdot \sqrt{a}}{\ln \frac{\sqrt{1+a^2} + a}{\sqrt{1+a^2} - a} + a \cdot \frac{\sqrt{1+a^2} + 1}{\sqrt{1+a^2} - 1} - \frac{2}{3} \cdot \frac{(1+a^2)^{\frac{3}{2}} - (1+a^3)}{a}}$$

– коефіцієнт, що залежить від відношення сторін опори $a = l/b$ (l, b – довжина і ширина опори відповідно) (табл. 2).

Коефіцієнт пружного нерівномірного стискання

$$c_\varphi = k_\varphi \cdot \frac{E}{(1 - \mu^2) \cdot \sqrt{F}}, \quad (2.4)$$

де

$$k_\varphi = \frac{2\pi a \sqrt{a}}{2a^2 \cdot \ln \frac{\sqrt{4a^2+1}+1}{\sqrt{4a^2-1}-1} + \sqrt{4a^2+1}-1}$$

Коефіцієнт пружного рівномірного зсуву

$$c_{x(z)} = k_{x(z)} \cdot \frac{E}{(1 - \mu^2)}, \quad (2.5)$$

Таблиця 1 - Значення коефіцієнту Пуассона μ .

Найменування ґрунту	Коефіцієнт μ
Гравійно- гальковий	0,25...0,35
Піщаний природної вологості	0,25...0,35
Піщаний водонасичений	0,30...0,40
Супеси	0,25...0,40
Суглинки	0,30...0,45
Глинистий вологий пластичний	0,38...0,50
Глинистий щільний твердий	0,20...0,40
Вапняки, пісковики	0,18...0,28
Граніти, базальти	0,13...0,23

Таблиця 2 - Значення коефіцієнтів k_y, k_φ, k_x .

а	k_y	k_φ	k_x , при μ , рівному				
			0,1	0,2	0,3	0,4	0,5
0,1	1,06	1,98	1,00	0,94	0,87	0,79	0,70
1,5	1,07	2,25	1,01,	0,94	0,86	0,77	0,69
2,0	1,09	2,51	1,02	0,95	0,87	0,78	0,69
3,0	1,15	2,96	1,05	0,96	0,91	0,81	0,70
5,0	1,22	3,70	1,15	1,05	0,95	0,85	0,73
10,0	1,41	4,98	1,25	1,16	1,04	0,94	0,94

Між коефіцієнтами $c_y, c_\varphi, c_{x(z)}$ і c_ψ існують співвідношення: $c_\varphi \approx 2c_y$;
 $c_x \approx c_z \approx 0.7c_y$; $c_\psi \approx 1.5c_x$ [5].

Таблиця 3 - Експериментальні значення логарифмічного декременту коливань ґрунту.

Найменування ґрунту	$\delta \cdot 10$
Гравійно-галькові і піщані суглинки, рихлі глини	1,0...6,0
Піщано-глинисті породи	3,5...0,48
Вапняки, мергели, ангідриди	0,5...0,6
Граніт, базальт, кварцит	0,2
Суха тверда глина	0,9
Волога пластична глина	3,5
Волога і пластична кембрійська глина (ст. Скачки)	3,3...5,0
Рихлі вологонасиченні піщаники	4,0...9,0

Деформація ґрунту супроводжується розсіюванням енергії коливної системи, яке враховує коефіцієнт опору ґрунту [5]

$$\mu_{\Gamma} = \frac{m \cdot k(t)}{\pi} \cdot \delta(t) \quad (2.6)$$

де m – маса (момент інерції) реактивної системи і приєданого ґрунту, що приходиться на одну опору (домкрат, колесо); $k(t)$ – кругова частота власних коливань системи; $\delta(t)$ – логарифмічний декремент коливань системи, значення якого наведені в табл. 3.

Більш досконалі залежності коефіцієнтів жорсткості основи від площі подошви фундаментів отримані О. А. Савіновим [7], який розглянув задачу про рівновагу масивного (жорсткого) штампа на пружній основі з накладанням на нього всебічно розтягнутої мембрани, що забезпечує розподіл зовнішньої навантаження по поверхні ґрунту (по моделі пружної основи М. М. Філоненко-Бородіча [8]). В остаточному вигляді ці залежності визначаються виразами:

$$\begin{aligned}
 C_z &= C_0 \cdot \left[1 + \frac{2 \cdot (l+b)}{\Delta_1 \cdot F} \right] \cdot \sqrt{\frac{p}{p_0}}; \\
 C_x &= 0,7 \cdot C_0 \cdot \left[1 + \frac{2 \cdot (l+b)}{\Delta_1 \cdot F} \right] \cdot \sqrt{\frac{p}{p_0}}; \\
 C_x &= 0,7 \cdot C_0 \cdot \left[1 + \frac{2 \cdot (l+3 \cdot b)}{\Delta_1 \cdot F} \right] \cdot \sqrt{\frac{p}{p_0}}
 \end{aligned}
 \tag{2.7}$$

Що стосується коефіцієнта пружного нерівномірного зсуву (повороту), то, по Д. Д. Баркану [3], на підставі дослідних даних його можна прийняти рівним

$$C_\psi = 0,75 \cdot C_x \tag{2.8}$$

В формулах (6), (7) прийняті наступні позначення; C_0 —постійна пружності ґрунтової основи, що не залежить від розмірів фундаменту; l і b – відповідно довжина і ширина подошви прямокутного фундаменту; p — тиск, передаваний на основу фундаментом; $p_0 = 0,02$ МН/м³— тиск під дослідним штампом при визначенні коефіцієнта C_0 ; $\Delta_1 = 1$ м⁻¹ — постійний коефіцієнт розмірності. Числові значення коефіцієнта C_0 , при тиску випробувального штампа $p_0 = 0,02$ МПа) дорівнюють:

Для глин і суглинків текучепластичних

(показник консистенції $I_l > 0,75$)..... $C_0 = 6-7$ МН/м³

Те ж, м'якопластичних ($0,5 < I_l < 0,75$)..... $C_0 = 8$ МН/м³

Для супісєй пластичних ($0,5 < I_l < 1$) $C_0 = 10$ МН/м³

Для пісків водонасичених рихлих ($e > 0,80$)..... $C_0 = 12$ МН/м³

Для глин и суглинків тугопластичних ($0,25 \ll I_l < 0,5$)..... $C_0 = 20$ МН/м³

Для супісєй пластичних ($0 < I_l < 0,5$)..... $C_0 = 16$ МН/м³

Для пісків пилюватих середньої щільності ($e < 80$)..... $C_0 = 14$ МН/м³

Для пісків незалежно від вологості і щільності..... $C_0 = 18$ МН/м³

Для глин и суглинків твердих ($I_l < 0$) $C_0 = 30$ МН/м³

Для супісєй твердых ($I_1 < 0$) $C_0 = 22 \text{ МН/м}^3$

Для гравія, гальки, щєбня $C_0 = 26 \text{ МН/м}^3$

2.2 Розрахунок інерційних характеристик артилерійської частини мобільної ПУ

Артилерійська частина (рис. 8) складається з пакету труб (направляючих), люльки, підстави, підйомного, поворотного і врівноважуючого механізмів, погона, механізму стопоріння, рами в зборі. Труба призначена для спрямування польоту снаряда, надання йому обертального руху, а також транспортування снаряда. Сорок труб – чотири ряди по 10 труб в ряду складають пакет мобільної ПУ БМ-21, який кріпиться до люльки стрічками, шпонками і клинами. Труба являє собою циліндричну конструкцію з гвинтовим П-образним пазом. Калібр труби 122,4 мм, довжина 3 м. Люлька служить для закріплення на ній пакету труб і з'єднується з основою двома півосями, на яких вона повертається (гойдається) при наведенні по куту піднесення.



Рисунок 8 - Мобільна пускова установка РСЗВ типу БМ–21.

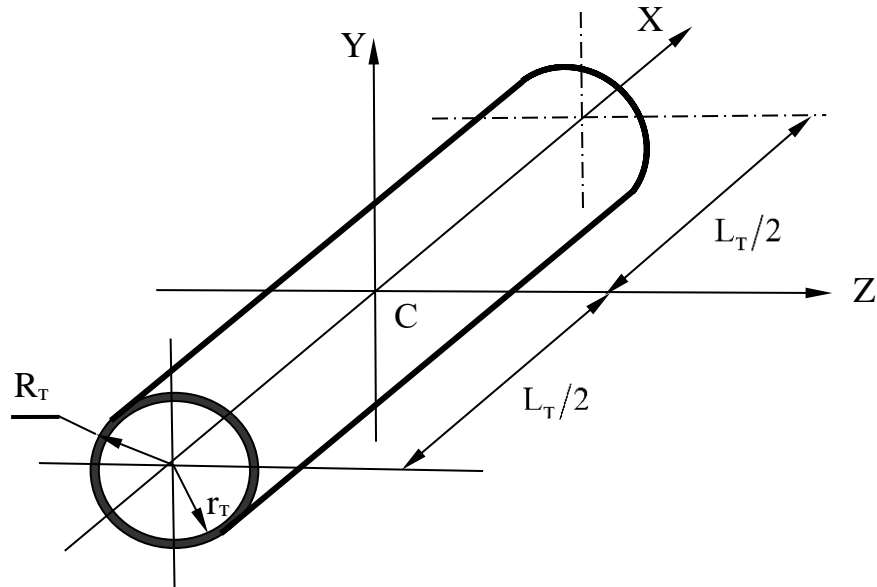


Рисунок 9 - Основні геометричні параметри трубчастої направляючої.

Кожна трубчаста направляюча, що входить до пакету направляючих, уявляє тонкостінну оболочечну конструкцію, споряджену рядом конструктивних доробок, які забезпечують старт реактивного снаряда.

Якщо позбавитися малозначущих деталей то, з метою знаходження інерційних характеристик трубчастих елементів пакету, кожен направляючу можна розглядати як тонкостінну трубу певного зовнішнього R_T і внутрішнього r_T радіусів, певної довжини L_T та маси M_T (рис. 9).

Скориставшись формулою для екваторіального моменту інерції циліндра [8] та позначивши щільність матеріалу як ρ , отримаємо екваторіальний момент трубчастої направляючої:

$$\begin{aligned}
 I_{ZT} &= 1/12 \cdot \{ \pi \cdot R_T^2 \cdot L_T \cdot \rho \cdot (L_T^2 + 3R_T^2) - \pi \cdot r_T^2 \cdot L_T \cdot \rho \cdot (L_T^2 + 3r_T^2) \} = \\
 &= 1/12 \cdot \pi \cdot L_T \cdot \rho \cdot \{ R_T^2 \cdot (L_T^2 + 3R_T^2) - r_T^2 \cdot (L_T^2 + 3r_T^2) \} = \\
 &= 1/12 \cdot \pi \cdot L_T \cdot \rho \cdot (R_T^2 - r_T^2) \cdot [L_T^2 + 3 \cdot (R_T^2 + 3r_T^2)] = \\
 &= M_T/12 \cdot [L_T^2 + 3 \cdot (R_T^2 + 3r_T^2)]
 \end{aligned} \tag{2.9}$$

Таким чином, екваторіальні моменти інерції трубчастої направляючої мають значення

$$I_{zT} = I_{yT} = M_T/12 \cdot [L_T^2 + 3 \cdot (R_T^2 + 3r_T^2)] \quad (2.10)$$

Осьовий момент інерції трубчастої направляючої знайдемо як момент полого циліндра [10]

$$I_{xT} = M_T/2 \cdot (R_T^2 + r_T^2) \quad (2.11)$$

Маса трубчастої направляючої:

$$M_T = \rho \cdot \pi \cdot L_T \cdot (R_T^2 - r_T^2) \quad (2.12)$$

Люлька (рис. 10) уявляє тонкостінну зварну конструкцію з листової сталі, обчислити точне положення центру мас і момент інерції якої в деталях досить складно. Тому, виходячи з відомої маси люльки M_L і її основних розмірів та вважаючи люльку за однорідну пластину масою M_L і розмірами $a_L \times b_L \times c_L$, обчислюємо її осьові моменти інерції відносно осей $O_L x_L y_L z_L$, осі x_L і z_L якої (рис. 10) є осями симетрії грузової поверхні люльки. Таким чином [10]:

$$I_{x_L} = \frac{M_L \cdot (a_L^2 + c_L^2)}{12} + M_L \cdot \left(\frac{c_L}{2}\right)^2 = \frac{M_L \cdot (a_L^2 + 4c_L^2)}{12}; \quad I_{y_L} = \frac{M_L \cdot (a_L^2 + b_L^2)}{12};$$

$$I_{z_L} = \frac{M_L \cdot (b_L^2 + c_L^2)}{12} + M_L \cdot \left(\frac{c_L}{2}\right)^2 = \frac{M_L \cdot (b_L^2 + 4c_L^2)}{12} \quad (2.13)$$

Перейдемо до обчислення моментів інерції пакету трубчастих направляючих. Вважаємо, що пакет складається з люльки і розміщених рядами трубчастих направляючих, в яких знаходяться снаряди. Також припустимо, що осі повороту і вертикального підйому пакету направляючих перетинаються в точці «к» на осі вертикального підйому (рис. 10).

На рис. 10 показані люлька і один зі снарядів без трубчастої направляючої, а також необхідні для розрахунків розміри і системи координатних осей.

Система координат $O_L x_L y_L z_L$, осі x_L і z_L якої (рис. 10) є осями симетрії грузової поверхні люльки; система координат $C_2 x_2 y_2 z_2$ з початком в центрі мас пакету трубчастих направляючих; система координат $k x_k y_k z_k$ з початком в точці «к» на перетинанні осей повороту і вертикального підйому.

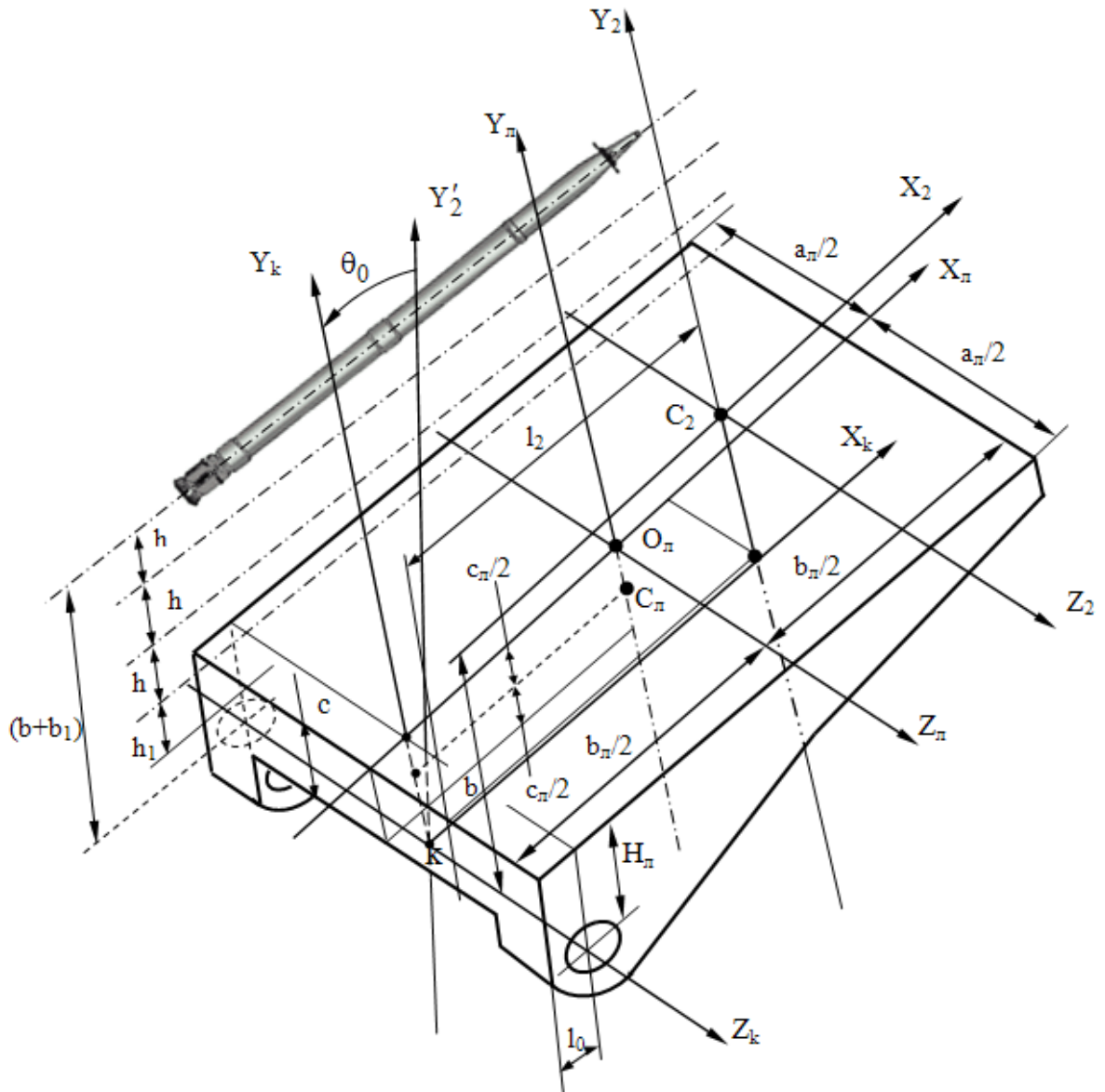


Рисунок 10 - До обчислення моментів інерції пакету трубчастих направляючих.

Позначимо: h_1 – відстань по нормалі до грузової поверхні люльки між грузовою поверхнею і площиною симетрії труб першого ряду; h – відстань по нормалі між осями симетрії труб в послідовних рядах; d – відстань між осями симетрії труб в ряду. Кількість рядів в пакеті – N , кількість снарядів в ряду –

n. Положення поздовжніх осей симетрії всіх трубчастих направляючих пакету будемо визначати за допомогою індексних позначок (рис. 11): i – порядковий номер снаряда; j – номер горизонтального ряду труб пакету трубчастих направляючих, де знаходиться снаряд, при обрахуванні рядів знизу вгору; k – порядковий номер труби, де знаходиться снаряд, в горизонтальному ряду пакету трубчастих направляючих при обрахуванні зліва направо.

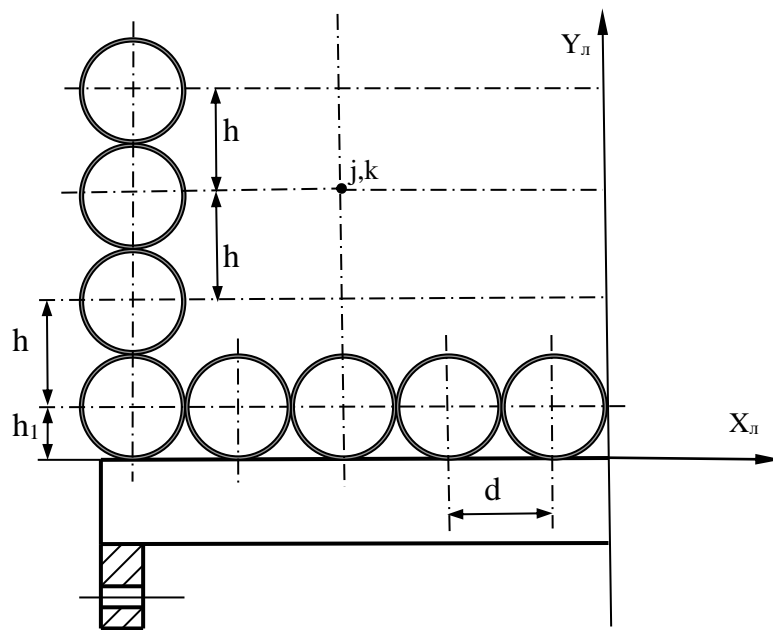


Рисунок 11 - До визначення координат елементів пакету трубчастих направляючих.

Вважаємо, що положення центру мас снаряда попередньо розраховано і визначається відстанню L_c від донного зрізу снаряда. В такому разі координати центру мас i -го снаряда в системі координат $O_л X_л Y_л Z_л$ визначаємо залежностями:

$$x_{лі} = L_c - b_{л}/2; \quad y_{лі} = h_1 + h \cdot (j-1); \quad z_{лі} = p_i \cdot d, \quad (2.14)$$

де p_i – параметр, що залежить від положення осі труби відносно вертикальної площини симетрії люльки (рис. 11); для труб ліворуч від площини симетрії

при переміщенні справа наліво приймає значення $p_i = -0.5, \dots, -4.5$, для труб праворуч від площини симетрії при переміщенні зліва направо приймає значення $p_i = 0.5, \dots, 4.5$.

Координати центру мас i -ї трубчастої направляючої в системі координат $O_{лx_{л}y_{л}z_{л}}$ визначаємо залежностями:

$$x_{лi} = L_T / 2 - b_{л}/2; \quad y_{лi} = h_1 + h \cdot (j-1); \quad z_{лi} = p_i \cdot d, \quad (2.15)$$

Визначаємо осьові моменти інерції всього пакету направляючих зі снарядами відносно осей $O_{лx_{л}y_{л}z_{л}}$ (рис. 10):

$$\begin{aligned} I_{\Sigma x_{л}} &= I_{x_{л}} + \sum_{j=1}^N \sum_{k=1}^n \left[q_i \cdot \left(C + M_c \cdot (y_{лi}^2 + z_{лi}^2) \right) + \left(I_{xT} + M_T \cdot (y_{лTi}^2 + z_{лTi}^2) \right) \right]; \\ I_{\Sigma y_{л}} &= I_{y_{л}} + \sum_{j=1}^N \sum_{k=1}^n \left[q_i \cdot \left(A + M_c \cdot (x_{лi}^2 + z_{лi}^2) \right) + \left(I_{yT} + M_T \cdot (x_{лTi}^2 + z_{лTi}^2) \right) \right]; \\ I_{\Sigma z_{л}} &= I_{z_{л}} + \sum_{j=1}^N \sum_{k=1}^n \left[q_i \cdot \left(B + M_c \cdot (y_{лi}^2 + x_{лi}^2) \right) + \left(I_{zT} + M_T \cdot (y_{лTi}^2 + x_{лTi}^2) \right) \right] \end{aligned} \quad (2.16)$$

де M_c – маса снаряда з непрацюючим двигуном; M_T – маса однієї трубчастої направляючої; A , B – екваторіальні моменти інерції снаряда, C – осьовий момент інерції снаряда: $q_i=1$, якщо снаряд в трубці є, і $q_i=0$, якщо снаряда в трубці немає; $q_i = \text{zap}(j, k)$ ($j=1, \dots, 4$; $k=1, \dots, 10$), тобто є елементом двомірної матриці признаков заповнення снарядами труб пакету направляючих.

Визначаємо масу пакету направляючих зі снарядами:

$$M_{\Sigma} = M_{л} + \sum_{j=1}^N \sum_{k=1}^n (q_i \cdot M_c + M_T) \quad (2.17)$$

Знаходимо координати центру мас пакету направляючих з розміщеними в них снарядами в системі осей $O_{л}x_{л}y_{л}z_{л}$ (рис. 3):

$$\begin{aligned}(x_{л})_{C_2} &= \frac{\sum_{j=1}^N \sum_{k=1}^n (M_c \cdot x_{лi} \cdot q_i + M_T \cdot x_{лTi})}{M_{\Sigma}}; \\(y_{л})_{C_2} &= \frac{\sum_{j=1}^N \sum_{k=1}^n (M_c \cdot y_{лi} \cdot q_i + M_T \cdot y_{лTi})}{M_{\Sigma}}; \\(z_{л})_{C_2} &= \frac{\sum_{j=1}^N \sum_{k=1}^n (M_c \cdot z_{лi} \cdot q_i + M_T \cdot z_{лTi})}{M_{\Sigma}}.\end{aligned}\tag{2.18}$$

Знаходимо моменти інерції направляючої зі снарядами відносно її центральних осей $C_2x_2y_2z_2$:

$$\begin{aligned}I_{x_2} &= I_{\Sigma x_{л}} - M_{\Sigma} \cdot [(y_{л})_{C_2}^2 + (z_{л})_{C_2}^2]; \\I_{y_2} &= I_{\Sigma y_{л}} - M_{\Sigma} \cdot [(x_{л})_{C_2}^2 + (z_{л})_{C_2}^2]; \\I_{z_2} &= I_{\Sigma z_{л}} - M_{\Sigma} \cdot [(x_{л})_{C_2}^2 + (y_{л})_{C_2}^2].\end{aligned}\tag{2.19}$$

Моменти інерції направляючої зі снарядами відносно осей $kx_ky_kz_k$ отримаємо за теоремою Гюйгенса паралельним переносом осей. Для цього спочатку знайдемо координати центра мас направляючої зі снарядами C_2 в системі осей $kx_ky_kz_k$, знаючи її координати в системі осей $O_{л}x_{л}y_{л}z_{л}$ ($(x_{л})_{C_2}$, $(y_{л})_{C_2}$, $(z_{л})_{C_2}$):

$$\begin{aligned}(x_k)_{c_2} &= l_2 = b_{л}/2 + (x_{л})_{c_2}; \\(y_k)_{c_2} &= b = H_{л} + (y_{л})_{c_2}; \quad (z_k)_{c_2} = (z_{л})_{c_2}\end{aligned}\tag{2.20}$$

Тепер знаходимо моменти інерції відносно осей $kx_ky_kz_k$:

$$\begin{aligned}
 I_{x_k} &= I_{x_2} + M_{\Sigma} \cdot [(y_k)_{C_2}^2 + (z_k)_{C_2}^2]; \\
 I_{y_k} &= I_{y_2} + M_{\Sigma} \cdot [(x_k)_{C_2}^2 + (z_k)_{C_2}^2]; \\
 I_{z_k} &= I_{z_2} + M_{\Sigma} \cdot [(x_k)_{C_2}^2 + (y_k)_{C_2}^2]
 \end{aligned}
 \tag{2.21}$$

Поворотом осей на кут θ_0 піднесення визначимо момент інерції пакету направляючих зі снарядами вертикальної відносно осі y'_2 . В загальному випадку для обчислення моменту інерції тіла I_L відносно осі L довільного спрямування використовують відому залежність [10]

$$\begin{aligned}
 I_L = I_{xx} \cdot \cos^2 \alpha + I_{yy} \cdot \cos^2 \beta + I_{zz} \cdot \cos^2 \gamma - 2I_{xy} \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta - \\
 - 2I_{yz} \cdot \cos \beta \cdot \cos \gamma - 2I_{zx} \cdot \cos \gamma \cdot \cos \alpha
 \end{aligned}
 \tag{2.22}$$

де α, β, γ – кути між віссю довільного спрямування і базовими осями.

У випадку визначення осьового моменту інерції пакету направляючих зі снарядами відносно осі y'_2 (рис. 10) по значеннях осьових моментів інерції пакету відносно осей $kx_k y_k z_k$ значення кутів такі: $\alpha=90^\circ, \gamma=90^\circ, \beta=\theta_0$. В такому разі момент інерції направляючої відносно осі y'_2 визначиться простою залежністю

$$I_{y'_2} = I_{y_k} \cdot \cos^2 \theta_0
 \tag{2.23}$$

2.3 Розрахунок дії струменя ракетного двигуна на внутрішню поверхню трубчастої направляючої

Рух деяких механічних об'єктів в каналах циліндричної форми, наприклад, реактивних снарядів в трубчастих направляючих пускової установки, відбувається під дією високотемпературного надзвукового газового струменя. Для забезпечення міцності від силового і термічного навантаження струменем,

створення фізичних і математичних моделей динаміки рушійних установок з джерелами високоенергетичних газових струменів актуальним є розрахунок нормальних і дотичних зусиль від дії високотемпературного надзвукового струменя на внутрішню поверхню циліндричного каналу.

В даній роботі розглядається методика і результати розрахунків змінної в часі сумарної сили тертя на внутрішній поверхні циліндричного каналу і нагріву тонкої стінки каналу від проходження всередині каналу джерела високотемпературного надзвукового струменя. Розрахунок виконується при наступних припущеннях: газовий струмінь безперервний, стаціонарний, одномірний і осесиметричний; параметри струменя в його початку визначаються параметрами у вихідному перетині сопла джерела струменя і постійні по перетину труби. Постійні по перетину труби середні параметри потоку в каналі знаходяться за теорією надзвукових газових течій в циліндричних каналах постійного перетину з урахуванням втрат на тертя.

Для розрахунку сили тертя внутрішня поверхня трубчастої направляючої розбивається на елементарні ділянки. Обчислення елементарної сили тертя на таких ділянках виконується в два варіанти розрахунків. За першим варіантом елементарну силу тертя знаходимо по втраті тиску від дії в'язкого тертя на елементарній ділянці трубопроводу у відповідності з формулою Дарсі–Вейсбаха. По формулі Дарсі–Вейсбаха втрати тиску газового струменя (ГС) від тертя по довжині елементарної ділянки трубопроводу можуть бути обчислені наступним чином [11]:

$$\Delta p = \zeta \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad (2.24)$$

де ζ – коефіцієнт втрат на тертя (коефіцієнт Дарсі) по довжині елементарної ділянки, ρ, V – відповідно середня щільність та швидкість потоку по перетину трубопроводу. В свою чергу, коефіцієнт Дарсі для елементарної ділянки

знаходиться таким чином [10]: $\zeta = \xi \cdot dx/D$, де dx – довжина елементарної ділянки, ξ – коефіцієнт опору тертя, D – діаметр трубопроводу. Для ламінарних течій нестискаємої рідини в гідравлічно гладких трубах коефіцієнт опору тертя визначається по формулі Пуазейля: $\xi = 64/Re$, де Re – число Рейнольдса, обчислене по середніх по перетину значеннях параметрів потоку. Для турбулентних течій використовують більш складні залежності. Досить поширеною серед них є формула Блазіуса для в'язкої нестискаємої рідини в гідравлічно гладких трубах $\xi = 0.316/\sqrt[4]{Re}$. Ця формула дає досить надійні результати при числах Рейнольдса $Re \leq 10^5$. Для значень $10^5 \leq Re \leq 10^6$ використовують формулу Нікурадзе. Для гідравлічно шорстких труб коефіцієнт опору тертя визначають графічно по емпіричним залежностям.

Елементарну силу тертя газового струменя (ГС) на ділянці трубчастої направляючої реактивного снаряда діаметром D отримаємо, помноживши втрату тиску (2.24) на площу S поперечного перетину труби направляючої:

$$F_1 = \xi_i \cdot \frac{dx_i}{D} \cdot \frac{\rho_i \cdot V_i^2}{2} \cdot S = \frac{\pi \cdot D}{8} \cdot \xi_i \cdot \rho_i \cdot V_i^2 \cdot dx_i \quad (2.25)$$

ρ_i, V_i, ξ_i – відповідно щільність, швидкість та коефіцієнт опору тертя на i -й ділянці направляючої.

Коефіцієнт опору тертя елементарної ділянки ξ_i визначаємо за формулою Нікурадзе для турбулентної адіабатичної течії нестискаємої рідини в технічно гладкому каналі циліндричної форми:

$$\xi_i = 0.0032 + 0.221/Re_i^{0.237} \quad (2.26)$$

де місцеве число Рейнольдса $Re_i = V_i \cdot D / \nu_i$, V_i, ν_i – середня швидкість і щільність потоку на елементарній ділянці. В подальшому при обчисленнях всіх параметрів потоку газового струмені (ГС) будемо вважати їх за середні.

Швидкість потоку газу на зрізі сопла реактивного двигуна (РДТТ) знайдемо за залежністю [11]

$$V_a = \lambda_a \cdot \sqrt{\frac{2k}{k+1} \cdot R_\mu \cdot T_k} \quad (2.27)$$

де λ_a – приведена швидкість на зрізі сопла двигуна, R_μ – питома газова постійна для ракетного пороху, T_k – температура в камері двигуна, k – показник адіабати.

Тиск та щільність газу на зрізі сопла двигуна РДТТ знайдемо за відповідними відомими залежностями:

$$p_a = p_k \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_a^2\right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad \rho_a = \rho_k \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_a^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (2.28)$$

Приведену швидкість λ_a на зрізі сопла двигуна отримаємо, розв'язавши відносно λ_a рівняння [10]:

$$\lambda_a \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_a^2\right)^{\frac{1}{k-1}} = q(\lambda_a) \quad (2.29)$$

При цьому приведена щільність потоку маси на зрізі сопла $q(\lambda_a)$, що дорівнює відношенню щільності потоку маси $(\rho_a \cdot V_a)$ на зрізі сопла до

щільності потоку маси ($\rho_k \cdot V_k$) в критичному перетині сопла, при відомих площах критичного $S_{кр}$ і вихідного S_a перетинів сопла обчислимо за залежністю $q(\lambda_a) = S_{кр}/S_a$ (ρ_k, V_k – відповідно щільність і швидкість потоку газу в критичному перетині сопла).

Статичний тиск в довільному перетині трубчастої направляючої P_i виражаємо через тиск P_{i-1} в попередньому перетині, приведену швидкість в даному і попередньому перетинах [11]:

$$P_i = P_{i-1} \cdot \frac{1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_i^2}{1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_{i-1}^2} \cdot \frac{\lambda_{i-1}}{\lambda_i} \quad (2.30)$$

де λ_i – приведена швидкість в перетині направляючої, λ_{i-1} – приведена швидкість в попередньому перетині направляючої.

Приведена швидкість в перетині λ_i пов'яжемо з приведеною швидкістю в попередньому перетині λ_{i-1} питомою роботою сил тертя наступною залежністю [11]:

$$\frac{1}{\lambda_{i-1}^2} - \frac{1}{\lambda_i^2} - \ln\left(\frac{\lambda_i^2}{\lambda_{i-1}^2}\right) = \frac{2k}{k+1} \cdot \xi_{i-1} \cdot \frac{dx_i}{D} \quad (2.31)$$

Швидкість і щільність ГС в i -му перетині пов'язана зі швидкістю і щільністю в попередньому перетині приведеними швидкостями таким чином:

$$V_i = V_{i-1} \cdot \frac{\lambda_i}{\lambda_{i-1}} ; \quad \rho_i = \rho_{i-1} \cdot \frac{\lambda_{i-1}}{\lambda_i} \quad (2.32)$$

Залежність кінематичного коефіцієнту в'язкості ν_i (в м²/с) від тиску враховуємо, використавши залежність [5]

$$\nu_i = \frac{5.35}{P_i} \quad (2.33)$$

де P_i – статичний тиск за залежністю (2.30) в кг/м²

Місцеве число Рейнольдса в i -му перетині $Re_i = V_i \cdot D / \nu_i$ з урахуванням залежностей (2.28)÷(2.33) приймає вигляд

$$Re_i = \frac{P_K \cdot \lambda_i^2 \cdot D \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_{i-1}^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot \left(\frac{1}{\lambda_i^2} - \frac{k-1}{k+1}\right) \cdot \sqrt{\frac{2k}{k+1} \cdot R_\mu \cdot T_K}}{5.35 \cdot \lambda_{i-1} \cdot \left(\frac{1}{\lambda_{i-1}^2} - \frac{k-1}{k+1}\right)} \quad (2.34)$$

Елементарна силу тертя на ділянці направляючої довжиною dx_i :

$$F_i = \frac{\pi \cdot D}{8} \cdot \xi_i \cdot \rho_i \cdot V_i^2 \cdot dx_i = \frac{\pi D}{8} \cdot \left[0.0032 + \frac{0.221}{Re_i^{0.237}}\right] \times \\ \times P_K \cdot \lambda_{i-1} \cdot \lambda_i \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_{i-1}^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \left(\frac{2k}{k+1} \cdot R_\mu \cdot T\right) \cdot dx_i \quad (2.35)$$

Сумарну силу тертя отримуємо додаванням елементарних сил тертя від вихідного перетину трубчастої направляючої до її перетину в місці зрізу сопла двигуна.

В другому варіанті елементарна сила тертя розраховується за допомогою теорії приграничного шару. В залежності від значень числа Рейнольдса, обчисленого за середніми значеннями параметрів потоку в каналі, течія на кожній елементарній ділянці труби розглядається ламінарною, перехідною чи розвинутою турбулентною. Розрахункове значення числа Рейнольдса початку

ламінарно-турбулентного переходу береться з даних дослідів по переходу в надзвукових аеродинамічних трубах.

Середні значення параметрів потоку в каналі, обчислених по залежностях (2.30)÷(2.32), приймаються за величини параметрів потоку на зовнішній границі приграничного шару (швидкості $u_e = V_i$, статичного тиску $p_e = p_i$, щільності $\rho_e = \rho_i$).

Для визначення локальних коефіцієнтів тертя і тепловіддачі в приграничному шарі на внутрішній поверхні трубчастій направляючої у випадку ламінарного приграничного шару використовуються відомі залежності для поздовжнього обтікання плоскої пластини з урахуванням неізотермічності [12]:

$$C_f = C_{f0} \cdot \psi^{-0,11} \cdot \psi^*^{-0,04} \quad (2.36)$$

де ψ, ψ^* – параметри, що враховують неізотермічність обтікання плоскої пластинки ламінарним приграничним шаром; $\psi = T_w / T_{r,e}$ – температурний фактор, $\psi^* = T_{r,e} / T_e$ – кінетичний температурний фактор; T_w – температура поверхні стінки каналу; T_e – температура на зовнішній границі приграничного шару; $T_{r,e}$ – температура відновлення приграничного шару; C_{f0} – локальний коефіцієнт тертя для ламінарного приграничного шару нестискаємої рідини на плоскій продольно обтічній пластині при тому ж самому числі Рейнольдса на зовнішній границі приграничного шару $Re_{x,e}$, що може бути розрахований, наприклад, за формулою Блазіуса [13]

$$C_{f0} = \frac{0,664}{\sqrt{Re_e}}; \quad Re_{x,e} = \frac{\rho_e \cdot u_e \cdot X}{\mu_e} \quad (2.37)$$

де X – відстань від зрізу сопла джерела газової струї до місця визначення числа Рейнольдса елементарної ділянки каналу; μ_e – динамічний коефіцієнт в'язкості продуктів згорання палива в РДТТ на зовнішній границі приграничного шару в каналі.

Температура відновлення $T_{r,e}$, розрахована по параметрам T_e та M_e на зовнішній границі ламінарного приграничного шару [12]:

$$T_{re} = T_e \cdot \left(1 + r_{\text{л}} \frac{k-1}{2} \cdot M_e^2 \right); \quad r_{\text{л}} = \sqrt{\text{Pr}} \quad (2.38)$$

У газів число Прандля Pr зі зміною температури практично не змінюється (для двохатомних газів $\text{Pr} \geq 0.72$, для трьох- і багатоатомних газів $0.75 \leq \text{Pr} \leq 1$). Число Маха M_e на зовнішній границі приграничного шару знайдемо, перерахувавши приведену швидкість на елементарній ділянці λ_i , визначену по залежності (2.31), в число Маха на цій ділянці, вважаючи вказані параметри газового потоку постійними по довжині i -ї елементарної ділянки направляючої:

$$M_e^2 = M_i^2 = \left(\frac{2}{k+1} \cdot \lambda_i^2 \right) / \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_i^2 \right) \quad (2.39)$$

Неізотермічність обтікання внутрішньої поверхні трубчастої направляючої високотемпературною надзвуковою газовою струєю враховуємо використанням температури стінки направляючої, що входить до виразу для температурного фактору $\psi = T_w / T_{r,e}$, за допомогою диференційного рівняння балансу тепла для тонкої стінки:

$$\rho_w \cdot c_w \cdot \delta_w \cdot \frac{dT_w}{d\tau} = \alpha \cdot (T_{r,e} - T_w) \quad (2.40)$$

де T_w – температура стінки; τ – час; ρ_w, c_w, δ_w – щільність, теплоємність та товщина стінки; α – коефіцієнт тепловіддачі при зовнішньому ламінарному або турбулентному обтіканні.

У випадку ламінарного режиму обтікання коефіцієнт тепловіддачі α визначається по формулі, що містить число Стантона St [17]:

$$\alpha_{\text{л}} = St_{\text{л}} \cdot \rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e}, \quad (2.41)$$

де

$$St_{\text{л}} = \frac{0,576}{\sqrt{Re_{x,e}}} \cdot \frac{\sqrt{\Psi_{\text{л}}}}{Pr^{2/3}}; \quad \Psi_{\text{л}} = \Psi^{-0,22} \cdot \Psi^*{}^{-0,08},$$

$\rho_e, u_e, c_{p,e}$ – відповідно питома щільність, швидкість і теплоємність продуктів згорання палива в РДТТ на зовнішній границі приграничного шару в каналі при постійному тиску; продуктів згорання палива в РДТП на зовнішній границі приграничного шару в каналі при постійному тиску

Для розрахунку локального коефіцієнту тертя та коефіцієнту тепловіддачі в приграничному шарі на внутрішній поверхні каналу у випадку турбулентного приграничного шару використовуються результати асимптотичної теорії турбулентного приграничного шару академіків С. С. Кутателадзе і А. І Леонт'єва [14]. Теорія справедлива як при числах Рейнольдса $Re \rightarrow \infty$, так і при їх довільно великих кінцевих значеннях. Заснований на цій теорії відомий метод розрахунку тепловіддачі та тертя продемонстрував свою ефективність при вирішенні складних задач теплообміну і турбулентного тертя як в умовах внутрішнього обтікання (сопла, теплообмінники та ін.), так і при вирішенні задач аеродинаміки при зовнішньому обтіканні. Важливою перевагою методу є його економічність та в певній мірі універсальність, що визначається можливістю роздільного врахування впливу на теплообмін та тертя стискаємості, неізотермічності і поздовжнього градієнту тиску відповідними відносними законами тертя при

розрахунках тепловіддачі та поверхневого опору тертя в приграничному турбулентному шарі.

У відповідності з [14] локальний коефіцієнт тертя для неізотермічного стискаємого турбулентного приграничного шару може бути розрахований за залежністю:

$$C_f = C_{f0} \cdot (\Psi_M \cdot \Psi_t)^{0,8} \cdot \left(\frac{\mu_w}{\mu_e} \right)^{0,2}, \quad C_{f0} = 0,0576 \cdot Re_{x,e}^{-0,2}, \quad Re_{x,e} = \frac{\rho_e \cdot u_e \cdot x}{\mu_e}, \quad (2.42)$$

C_{f0} – локальний коефіцієнт тертя для турбулентного приграничного шару нестискаємої рідини на плоскій пластинці при тому ж самому $Re_{x,e}$; μ_w , μ_e – значення коефіцієнту динамічної в'язкості рідини відповідно при температурі стінки T_w та температурі потоку на зовнішній границі приграничного шару; $Re_{x,e}$ – число Рейнольдса на зовнішній границі приграничного шару, що визначається з урахуванням залежності швидкості u_e від поздовжнього градієнту тиску $gradP_x$; Ψ_M і Ψ_t – відносні закони опору тертя, що враховують відповідно стисливість та неізотермічність в приграничному шарі [14]:

$$\Psi_M = \left[\frac{\arctg \left\{ M_e \cdot \sqrt{r_T \cdot \frac{k-1}{2}} \right\}}{M_e \cdot \sqrt{r_T \cdot \frac{k-1}{2}}} \right]^2; \quad \Psi_t = \left[\frac{2}{\sqrt{\frac{T_w}{T_{r,e}} + 1}} \right]^2; \quad (2.43)$$

$T_{r,e}$ – температура відновлення, розрахована по параметрам T_e та M_e на зовнішній границі турбулентного приграничного шару; $r_T = \sqrt[3]{Pr}$ – коефіцієнт відновлення температури для турбулентного приграничного шару; Pr – число Прандтля; $k=1,25$ – показник адиабати продуктів згорання палива РДТП.

Число Стантона, що визначає тепловіддачу в неізотермічному стискаємому турбулентному прикордонному шарі до поверхні обтічного тіла, у відповідності з [12,14] можна обчислити за такими залежностями:

$$St_T = St_0 \cdot (\Psi_M \cdot \Psi_t)^{0,8} \cdot \left(\frac{\mu_w}{\mu_e} \right)^{0,2}, \quad St_0 = 0,0288 \cdot Re_{e,x}^{-0,2} \cdot Pr^{-2/3}, \quad (2.44)$$

де Ψ_M і Ψ_t – відносні закони тертя, що враховують стискаємість в приграничному шарі (Ψ_M), неізотермічність процесу тепловіддачі (Ψ_t) і визначаються залежностями (2.43).

В такому разі коефіцієнт тепловіддачі для неізотермічного стискаємого турбулентного приграничного шару в рівнянні (2.40) має вираз:

$$\alpha_T = St_T \cdot \rho_e \cdot u_e \cdot c_{p,e} \quad (2.45)$$

Розрахунок локальних величин коефіцієнту тертя та коефіцієнту тепловіддачі на внутрішній поверхні трубчастої направляючої в умовах ламінарно-турбулентного переходу проводиться з використанням теорії турбулентних плям Емонса [15, 16]. По Емонсу область переходу характеризується переміжним виникненням турбулентних плям, які не взаємодіють між собою і які, розширюючись по потоку, зливаються, утворюючи турбулентний приграничний шар. Перемежаємість турбулентних плям відносно обтічної поверхні характеризується чергуванням ламінарної і турбулентної течій в зоні переходу. Цей процес кількісно описується за допомогою коефіцієнту перемежаємість γ . Вирази для γ , що змінюється від 0 до 1, використовуються при розрахунку коефіцієнтів опору тертя і тепловіддачі в області ламінарно-турбулентного переходу з залученням значень коефіцієнтів опору тертя і тепловіддачі для ламінарного і турбулентного режимів течії при заданих умовах на зовнішній границі

приграничного шару. В [16] на підставі теорії турбулентних плям Емонса та встановленого зв'язку між швидкістю утворення плям і числом Рейнольдса на початку зони переходу отримано вираз для коефіцієнту перемежаємості, який справедливий при ламінарно-турбулентному обтіканні теплоізолюваної поверхні:

$$\gamma = 1,0 - \exp \left[-G_1 \cdot \frac{(x - x_H)^2}{u_e} \right], \quad (2.46)$$

$$G_1 = \frac{3,507}{A^2} \cdot \text{Re}_{\text{tr}}^{-1,34} \cdot \frac{u_e^3 \cdot \rho_e^2}{\mu_e^2}, \quad A = 60 + 4,68 \cdot M_e^{1,92}$$

де G_1 – швидкість утворення турбулентних плям; x_H – поздовжня координата точки початку ламінарно-турбулентного переходу в приграничному шарі; Re_{tr} – число Рейнольдса на початку зони переходу. Так як в приграничному шарі трубчастої направляючої реактивного снаряда перехід відбувається в часі в фіксованих на поверхні точках, то на відміну від [16] в роботі [17] виконано модифікацію співвідношення (2.46) для коефіцієнту перемежаємості, якому надається вигляд

$$\gamma \cong 1,0 - \exp \left[- \frac{3,507}{A^2} \cdot \text{Re}_{\text{tr}}^{-1,34} \cdot \frac{u_e^2 \cdot \rho_e^2}{\mu_e^2} \left(\frac{\mu_{e,\text{tr}}}{u_{e,\text{tr}} \cdot \rho_{e,\text{tr}}} \right)^2 \times \right. \\ \left. \times (\text{Re}_{x,e}(\tau) - \text{Re}_{\text{tr}})^2 \right] \quad (2.47)$$

Тут $\text{Re}_{x,e}$ – число Рейнольдса на зовнішній границі приграничного шару, що визначається з урахуванням залежності швидкості u_e від поздовжнього градієнту тиску $\text{grad}P_x$; $\text{Re}_{\text{tr}} = \text{Re}_{x,e}(\tau_{\text{tr}})$, τ_{tr} – момент часу, відповідний початку переходу; індекс «tr» відноситься до параметрів, зафіксованих в

момент початку переходу; індекс «е» відноситься до параметрів на зовнішній границі приграничного шару.

У випадку ламінарно-турбулентного переходу в надзвуковому приграничному шарі рівняння балансу тепла для тонкої стінки при критерії Біо $Bi \ll 1.0$ має вигляд [17]

$$\rho_w \cdot c_w \cdot \delta_w \cdot \frac{dT_w}{d\tau} = [\alpha_L \cdot (1 - \gamma) + \alpha_T \cdot \gamma] \cdot (T_{r,e} - T_w) \quad (2.48)$$

де α_L і α_T – коефіцієнти тепловіддачі відповідно при ламінарній і турбулентній течії в приграничному шарі за залежностями (2.41) і (2.45).

У разі досягнення в точках обтічної поверхні чисел Рейнольдса початку ламінарно-турбулентного переходу Re_{tr} розрахунок локального коефіцієнту тертя в зоні переходу слід проводити за залежністю

$$C_f = C_{fL} \cdot (1 - \gamma) + C_{fT} \cdot \gamma, \quad (2.49)$$

де C_{fL} , C_{fT} – локальні коефіцієнти тертя для ламінарного і турбулентного приграничного шару, γ – коефіцієнт переміжки мості по (2.47).

Елементарна сила тертя за цим варіантом розрахунку визначається добутком локального коефіцієнту тертя C_f , швидкісного напору потоку, обчисленого по параметрам на зовнішній границі приграничного шару, і площі елементарної ділянки трубчастої направляючої.

$$F_1 = \pi \cdot D \cdot c_f \cdot \frac{\rho_i \cdot V_i^2}{2} \cdot dx_i \quad (2.50)$$

Сумарна сила визначається додатком елементарних сил тертя по всіх елементарних ділянках трубчастої направляючої.

За приведеними вище залежностями були виконані розрахунки розподілу середніх параметрів газового потоку з реактивного двигуна всередині трубчастої направляючої, сили тертя на внутрішній поверхні трубчастої направляючої і температури стінки трубчастої направляючої від дії високотемпературного газового струменя при наступних параметрах: внутрішній діаметр направляючої $D = 0,122$ м, довжина направляючої $L = 3,0$ м, розрахунковий час руху снаряда в направляючій $\tau = 0.131$ с, площа критичного перетину сопла двигуна РДТП $S_{кр} = 19,6 \cdot 10^{-4}$ м², площа зрізу сопла двигуна РДТП $S_{вих} = 75,2 \cdot 10^{-4}$ м², тиск в камері двигуна РДТП $p_k = 13$ мПа, температура в камері двигуна РДТП $T_k = 2200$ К, щільність продуктів згорання ракетного пороху в камері згорання $\rho_k = 17,06$ кг/м³, питома газова постійна для продуктів згорання ракетного пороху $R_{\mu} = 346,42$ м²/(с² · К), показник адіабати для продуктів згорання ракетного пороху $k = 1,25$. Постійні по перетину труби середні параметри потоку в каналі знаходяться за теорією надзвукових одномірних адіабатичних газових течій в циліндричних каналах постійного перетину з урахуванням втрат на в'язке тертя у відповідності з формулою Дарсі–Вейсбаха і обчисленням коефіцієнту тертя по формулі Нікурадзе (2.26). Сила тертя за першим варіантом розрахунків знаходиться по втраті тиску газового потоку від дії в'язкого тертя в трубчастій направляючій у відповідності з формулою Дарсі–Вейсбаха. Сила тертя по другому варіанту розрахунків обчислюється за теорією стискаємого приграничного шару з урахуванням неізотермічності обтікання внутрішньої поверхні трубчастої направляючої, використанні співвідношень для тертя і тепловіддачі ламінарного приграничного шару, асимптотичної теорії для турбулентного приграничного шару С. С. Кутателадзе і А. І. Леонтьєва, теорії турбулентних плям Емонса перехідного приграничного шару та даних по числах Рейнольдса початку ламінарно-

турбулентного переходу, отриманих по даних експериментів в аеродинамічних трубах.

На рис. 12 наводяться результати розрахунку сили тертя газового струменя на внутрішній поверхні трубчастої направляючої. На рис. 13 наводиться розрахункова залежність числа Маха і відносної швидкості потоку λ по довжині трубчастої направляючої в момент виходу снаряда з направляючої.

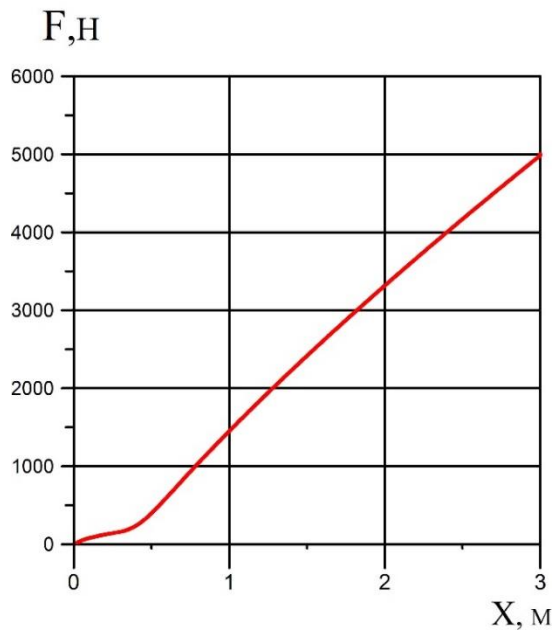


Рисунок 12 - Розрахункові залежність сили тертя F газового струменя на внутрішній поверхні трубчастої направляючої від переміщення X зрізу сопла двигуна снаряда всередині направляючої (снаряд рухається зліва направо).

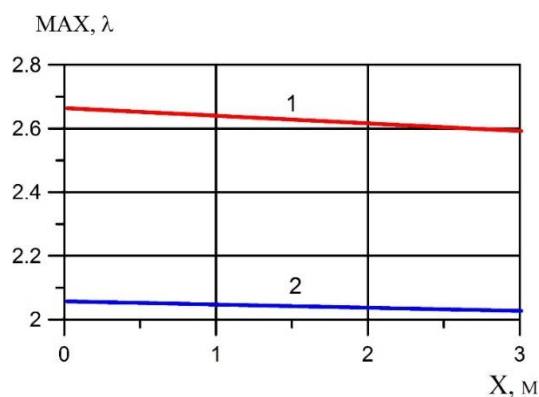


Рисунок 13 - Розрахункова залежність числа Маха M (1) і відносної швидкості газового потоку λ (2) по довжині трубчастої направляючої в момент виходу снаряда з направляючої (потік рухається зліва направо).

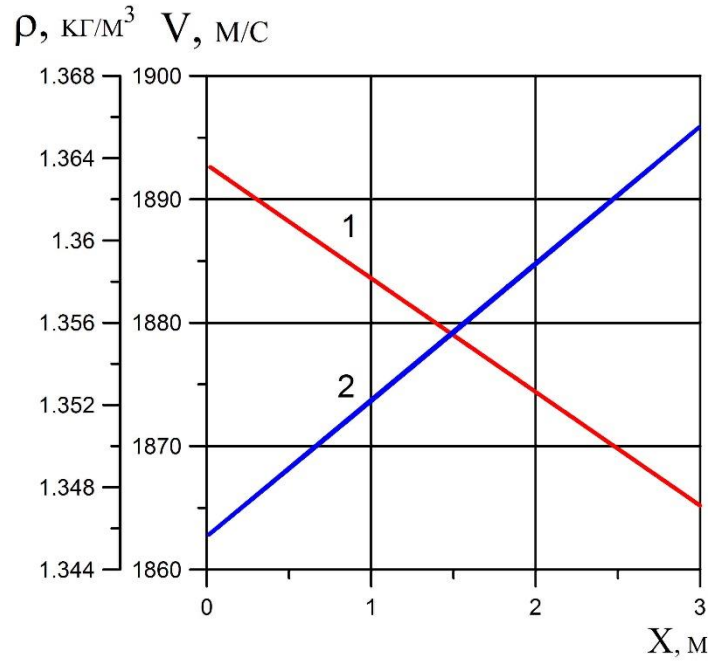


Рисунок 14 - Розрахункова залежність щільності швидкості (1) і щільності (2) потоку по довжині трубчастої направляючої в момент виходу снаряда з направляючої (потік рухається зліва направо).

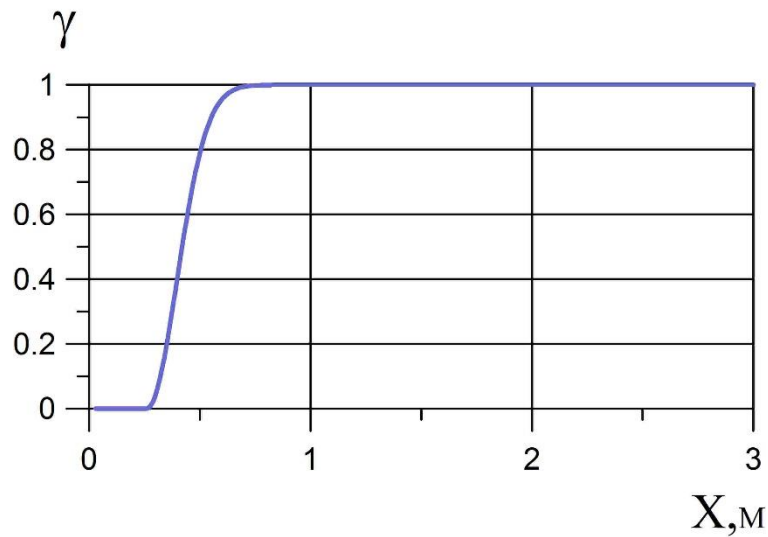


Рисунок 15 - Розрахункова залежність коефіцієнту перемежаємості γ по довжині трубчастої направляючої в момент виходу снаряда з направляючої (потік рухається зліва направо).

На рис. 14 показані розрахункові залежності швидкості і щільності потоку по довжині направляючої. На рис. 15 показані розрахункові значення коефіцієнту перемежаємості по довжині направляючої. З рисунка видно достатньо протяжну зону ламінарно-турбулентного переходу. Вона складає приблизно 0.5 м. На рис. 16. наводиться розрахункова залежність по довжині трубчастої направляючої температури стінки направляючої, обчисленої за диференціальним рівнянням тонкої стінки з урахуванням стисливості і неізотермічності в приграничному шарі.

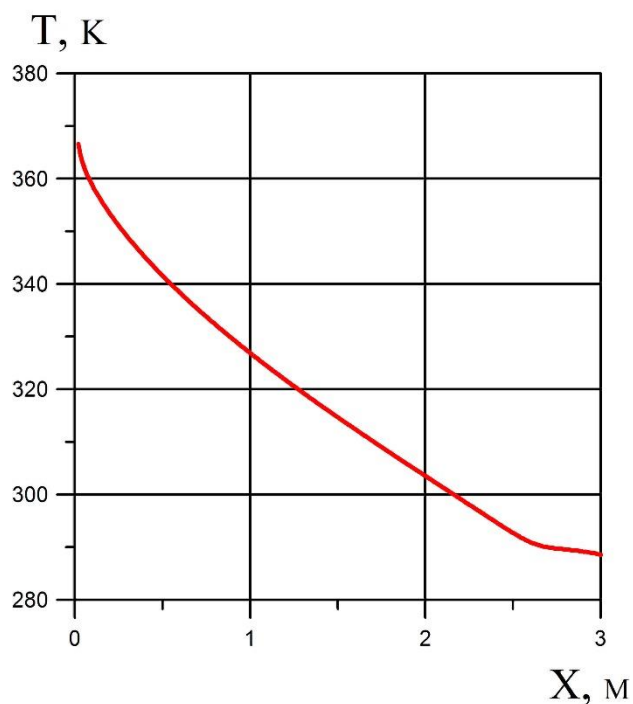


Рисунок 16 - Розрахункова залежність для температури стінки T_w трубчастої направляючої по її довжині в момент виходу снаряда з направляючої (потік рухається справа наліво).

2.4 Чисельне моделювання сумісного руху РС і частин мобільної ПУ при пострілі серією снарядів

На основі диференціальних рівнянь руху окремих частин системи РС-ПУ на ділянці відносного спокою снаряда на направляючій, на ділянці його

поступального руху по направляючій та на ділянці відносного складного руху снаряда по направляючій розроблені єдиний алгоритм та обчислювальна програма чисельного моделювання сумісного руху реактивного снаряда та складових частин мобільної пускової установки РСЗВ типу БМ–21 (рис. 8) при пострілі серією снарядів.

Установка включає носій і артилерійську частину. Носій складається з підресореного шасі і автомобільних мостів з пневматикою. Артилерійська частина складається з сорока труб (напрямних), колиски, підстави, підйомного, поворотного і врівноважуючого механізмів, погона, механізму стопоріння. Труба призначена для спрямування польоту снаряда, надання йому обертального руху, а також транспортування снаряда. Сорок труб довжиною 3,0 м і калібром 122,4 мм, чотири ряди по 10 труб в ряду, складають пакет, який кріпиться до колиски стрічками, шпонками і клинами. Труба являє собою циліндричну конструкцію з гвинтовим П - образним пазом. Колиска служить для збірки на ній пакета труб і з'єднується з основою двома півосями, на яких вона повертається (гойдається) при наведенні по куту піднесення. Врівноважуючий механізм розташований в колісці і складається з двох пакетів пластинчастих торс іонів, працюючих на кручення. Кожен торсіон складається з шести прямокутних пластин, скріплених гвинтами.

Для рухомого з'єднання поворотної частини з рамою призначений погон, що є опорним шарикопідшипником для всієї поворотної частини бойової машини. Підйомний механізм наведення розташований в центрі підстави, його корінна шестерня входить в зачеплення із зубчастим сектором колиски. При наведенням електроприводом або вручну корінна шестерня обертає зубчастий сектор і хитній частини надаються кути піднесення. Поворотний механізм наведення розташований з лівого боку підстави. Його корінна шестерня входить в зачеплення з нерухомим внутрішнім кільцем погона. Механізми стопорення служать для стопоріння бойової машини по-похідному і для виключення ресор при стрільбі і складаються з стопора хитної частини,

стопора поворотної частини і механізму виключення ресор. Нижче 11 градусів хитну частина в зоні кабіни опустити не можна.

Довжина снаряда 2870 мм, повна вага 66,4 кг. У снаряді застосований пороховий заряд у вигляді двох циліндричних шашок загальною вагою 20,45 кг. Сопловий блок складається з центрального і шести периферійних сопел. У закритому положенні чотири лопаті стабілізатора утримуються кільцем. На centruючому потовщенні хвостової труби знаходиться провідний штифт, який служить для фіксації снаряда в трубі направляючої. При русі снаряда він ковзає по спіральному пазу труби, змушуючи снаряд обертатися навколо поздовжньої осі. При вильоті снаряда лопаті стабілізатора під дією пружин розкриваються і заходять в пази, де жорстко фіксуються. Для підтримки обертального руху снаряда на траєкторії лопаті стабілізатора поставлені під кутом 1 градус до осі снаряда.

Алгоритм передбачає числове інтегрування систем диференційних рівнянь кожної ділянки руху РС по ПУ методом Рунге-Кутта с послідууючою передачею результатів розрахунку у якості початкових умов для наступної ділянки, а також розрахунок коливань ПУ після сходу снаряда в межах проміжку часу між моментом втрати контакту РС з ПУ та моментом запуску двигуна чергового снаряда з послідууючою передачею результатів розрахунку величин параметрів, що визначають рух ПУ як початкових умов чергового циклу розрахунків. У зв'язку з тим, що метою роботи передбачається дослідження руху системи РС–ПУ у відхиленнях з положення статичної рівноваги, яке визначається початковим завантаженням направляючої снарядами та кутом прицілювання, розрахунок починається з нульових початкових умов і всі отримані результати стосуються динамічних складових параметрів коливань і статичних переміщень з початкового положення статичної рівноваги. В залежності від мети розрахунків їх результатами можуть бути величини поступальних та кутових переміщень і швидкостей складових частин ПУ, кути та кутові швидкості вильоту РС в момент втрати контакту з ПУ, значення реакцій внутрішніх зв'язків системи (навантаження

на напрямну, зусилля в підйомному та поворотному механізмах напрямної, навантаження на підвіску носія та ін.). Розрахунки можуть відбуватися при різних інтервалах часу між пусками снарядів, значеннях сили зтяжки стопорно-замкового пристрою снаряда, жорсткості ґрунтової основи.

Необхідні для розрахунків значення розмірів ПУ, маси і моментів інерції частин ПУ, а також коефіцієнти жорсткості і демпфування підвіски і пневматики носія відповідають конструкції мобільної пускової установки типу БМ-21. Параметри двигуна РС взяті з Таблиць стрільби снарядами ОФ-21 [18].

Характеристики жорсткості хитної частини (ХЧ) і поворотної частини (ПЧ) направляючої являють собою залежності пружних кутів деформацій складальних одиниць кінематичного ланцюга механічних ланок і кінематичних пар, розташованих в певній послідовності від прикладених моментів. Причому пружні кутові переміщення включають кутові переміщення за рахунок власної деформації деталей і кутові переміщення за рахунок контактної деформації сполучених деталей. Пружні деформації в механізмах підйому ХЧ і в механізмі повороту ПЧ починають виникати після вибірки зазорів. Розрізняють посадочні, складальні і зносіві зазори. У практиці інженерних розрахунків враховують тільки посадочні зазори, які утворюються в рухомому з'єднанні за рахунок обраних допусків. Мінімальне значення зазорів дорівнює гарантованому бічному зазору для зубчастих передач та початковому радіальному зазору в підшипниках. Середні значення приведених зазорів і значення лінійних коефіцієнтів кутовий жорсткості для пускової установки типу БМ-21, наведені в [5], становлять: $\Delta_{КЧ} = 11,4 \cdot 10^{-4}$ рад., $\Delta_{ПЧ} = 17,5 \cdot 10^{-4}$ рад., $C_{КЧ} = 50 \cdot 10^5$ н·м/рад., $C_{ПЧ} = 23 \cdot 10^5$ н·м/рад. Графічні залежності жорсткісних характеристик КЧ і ВЧ [5] наведені на рис. 17 і рис. 18.

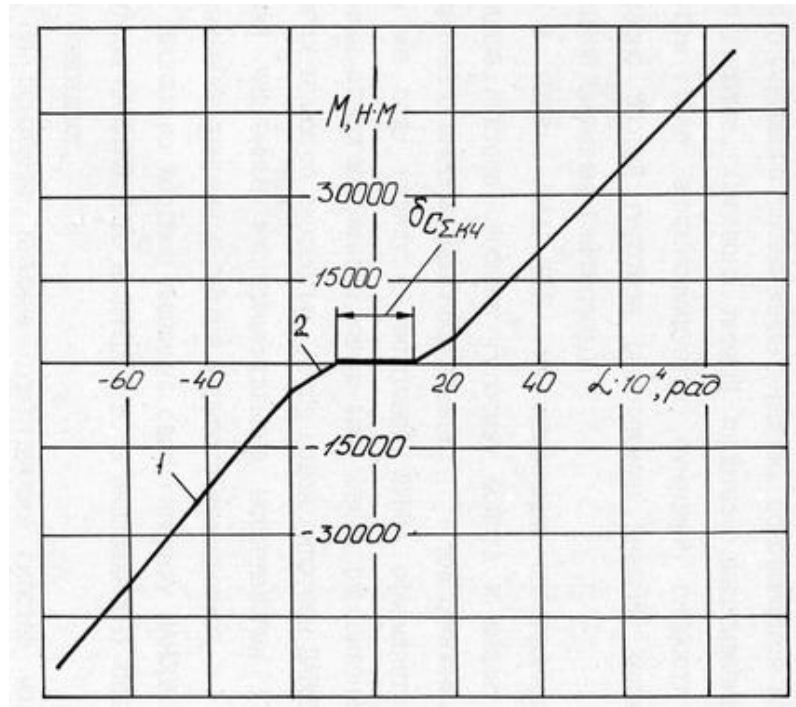


Рисунок 17 - Характеристика кутової жорсткості хитної частини направляючої мобільної ПУ типу БМ–21 [5].

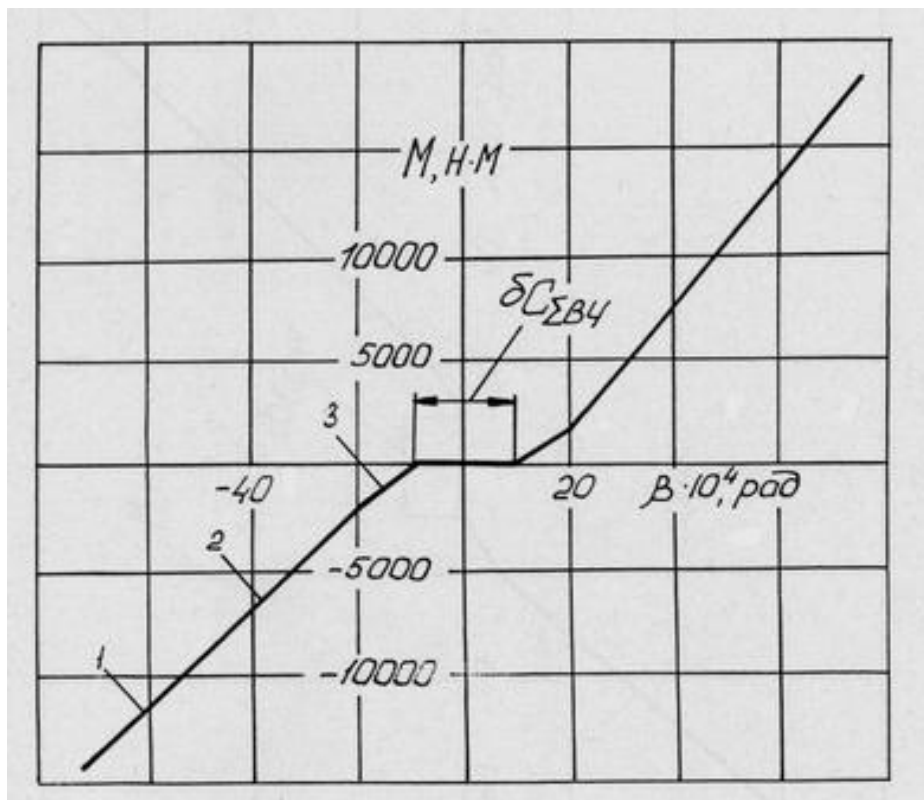


Рисунок 18 - Характеристика кутової жорсткості поворотної частини направляючої мобільної ПУ типу БМ–21 [5].

Хитна і поворотна частини направляючої в своєму складі не мають спеціальних гасителів коливань. Розсіювання енергії тут відбувається за рахунок тертя в зчленуваннях і за рахунок незворотних втрат енергії в матеріалі пружних елементів. Аналітичні залежності для розрахунку розсіювання енергії коливань в плоских, циліндричних, конічних стиках, шліцьових, шпонкових заціпленнях і підшипниках наведені в роботі [19]. Розрахунки за цими залежностями стосовно ПУ БМ-21, представлені в [5], дають такі результати: $q_{кч} = 22222 \text{ н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}/\text{рад}$ та $q_{пч} = 11355 \text{ н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}/\text{рад}$.

В якості параметрів носія розглядаються параметри шасі автомобіля «Урал – 375». По даним [20] маса шасі автомобіля $M_{ш} = 7100 \text{ кг}$, розміри шасі $8,0 \times 2,5 \text{ м}$. База автомобіля (відстань від передньої осі до середини бази балансірної підвіски) $L = 4,2 \text{ м}$, відстань від осі переднього мосту до осі середнього мосту – $3,5 \text{ м}$. База задньої балансірної підвіски $2H = 1,4 \text{ м}$. Колія автомобіля – $2,0 \text{ м}$.

Дані про жорсткості і демпфуючі характеристики підвіски автомобіля даного класу наводиться в [21]. Зокрема, жорсткість підвіски кожного автомобільного мосту $2C_i = 5,54 \cdot 10^6 \text{ н}/\text{м}$. Коефіцієнт опору амортизаторів мосту $2q_i = 2 \cdot 10^4 \text{ н}\cdot\text{с}/\text{м}$. Вертикальна жорсткість шин $C_{ши} = 10^6 \text{ н}/\text{м}$. Коефіцієнт демпфування шин $2q_{ш} = 2 \cdot 10^3 \text{ н}\cdot\text{с}/\text{м}$.

Схема завантаження направляючої снарядами та порядок їх сходу задаються відповідними числовими масивами. В Таблиці 4 наводиться перелік необхідних вхідних даних до розрахунку. Блок-схема розрахунку надається на рис. 19÷20.

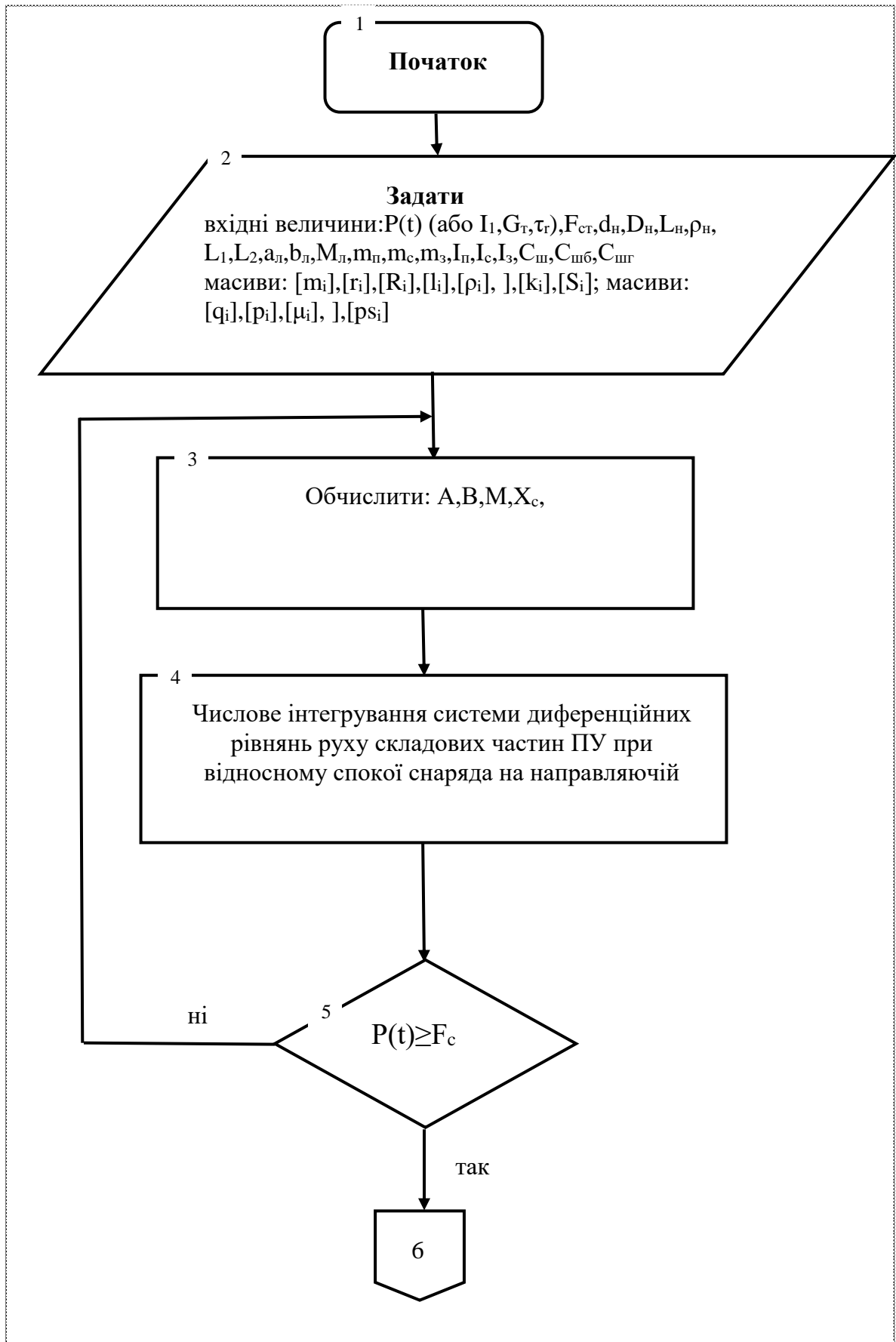


Рисунок 19 - Блок-схема розрахунку сумісного руху РС і складових частин ПУ.

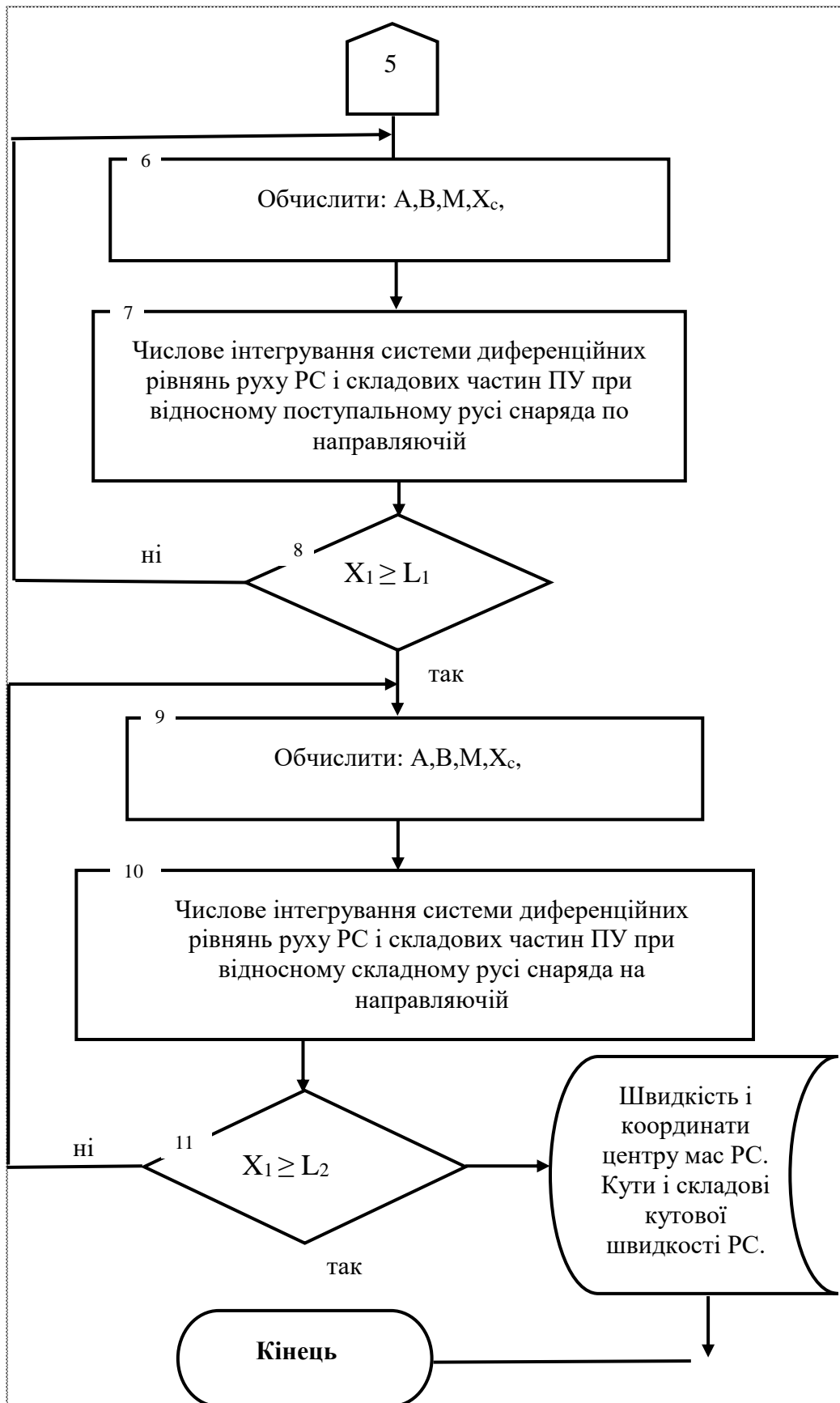


Рисунок 20 - Блок-схема розрахунку сумісного руху РС і складових частин ПУ (продовження).

Таблиця 4 – Дані для розрахунку.

Величина	Назва та зміст величини
$[m_i]$	Масив мас елементів конструкції РС, кг
$[r_i]$	Масив внутрішніх радіусів елементів конструкції РС, м
$[R_i]$	Масив зовнішніх радіусів елементів конструкції РС, м
$[l_i]$	Масив відстаней від донного зрізу РС до ближнього торця елемента конструкції РС, м
$[\rho_i]$	Масив щільності елементів конструкції РС, кг/м ³
$[q_i]$	Масив порядкових номерів ряду пакету трубчастих направляючих, в якому розміщено РС
$[p_i]$	Масив порядкових номерів трубчастої направляючої в ряду пакету направляючих, де розміщено РС
$[\mu_i]$	Масив признаков наявності РС в трубі направляючої
$[ps]$	Масив порядкових номерів сходу РС з направляючих
$F_{ст}$	Сила затяжки стопорного пристрою, н
$P(t)$	Сила тяги (діаграма) або інші параметри, що визначають її значення в часі
d_n	Внутрішній діаметр трубчастих направляючих пакету направляючих, м
D_n	Зовнішній діаметр трубчастих направляючих пакету направляючих, м
L_n	Довжина трубчастих направляючих пакету направляючих, м
a_l, b_l	Розміри люльки пакету трубчастих направляючих, м
M_l	Маса люльки пакету трубчастих направляючих, кг
$M_{ш}$	Маса шасі носія, кг
I_{x3}, I_{y3}, I_{z3}	Головні центральні моменти інерції шасі носія, кг·м ²
m_p, m_c, m_z	Маси переднього, середнього та заднього автомобільних мостів носія, кг
I_p, I_c, I_z	Моменти інерції переднього, середнього та заднього автомобільних мостів носія при кутових коливаннях, кг·м ²
C_p	Коефіцієнт вертикальної жорсткості передньої підвіски, н/м
C_c	Коефіцієнт вертикальної жорсткості середньої підвіски, н/м
C_z	Коефіцієнт вертикальної жорсткості задньої підвіски, н/м
q_p	Коефіцієнт демпфування передньої підвіски, н·с/м
q_c	Коефіцієнт демпфування середньої підвіски, н·с/м
q_z	Коефіцієнт демпфування задньої підвіски, н·с/м
$C_{ш}$	Коефіцієнт вертикальної жорсткості шини, н/м
$C_{бш}$	Коефіцієнт жорсткості шини при боковому зсуві, н/м
$C_{гш}$	Коефіцієнт жорсткості шини при продольному зсуві, н/м
$L_{пер}$	Відстань від центру мас шасі до передньої підвіски, м
$L_{сер}$	Відстань від центру мас шасі до середньої підвіски, м
$L_{зад}$	Відстань від центру мас шасі до задньої підвіски, м

Величина	Назва та зміст величини
$C_{хч}$	Коефіцієнт кутової жорсткості хитної частини направляючої, $\text{н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}/\text{рад}$
$C_{пч}$	Коефіцієнт кутової жорсткості поворотної частини направляючої, $\text{н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}/\text{рад}$
$q_{кч}$	Коефіцієнт демпфування кутових коливань хитної частини направляючої, $\text{н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}/\text{рад}$
$q_{пч}$	Коефіцієнт демпфування кутових коливань поворотної частини направляючої, $\text{н}\cdot\text{м}\cdot\text{с}/\text{рад}$

Результати розрахунків величин внутрішніх зусиль і деяких параметрів руху РС та частин ПУ мобільної пускової установки представлені графічно.

Зокрема на рис. 21 надаються залежності від часу складової вертикальної реакції N_2 підйомно-поворотного механізму (вертикальної складової динамічного навантаження підйомно-поворотного механізму) при послідовному сході з направляючої 40 снарядів з різними проміжками часу між пусками снарядів [28].

Поступове зменшення статичної складової реакції пояснюється розвантаженням направляючої по мірі сходу з неї снарядів.

Так як безпосередній вплив на величини динамічних навантажень і розсіювання РС під час стрільби чинять коливання напрямної, при розрахунках ставилося за мету дослідити вплив на ці коливання різних чинників і насамперед часу затримки між пострілами. На рис. 22 надаються результати розрахунків коливань напрямної при двох різних інтервалах часу між пострілами, звідки видно значне зростання амплітуди коливань при збільшенні цього часу з $\tau = 0.3 \text{ с}$ до $\tau = 0.5 \text{ с}$. Це можна пояснити зростанням коефіцієнту динамічності коливної системи, так як період власних коливань напрямної, який можна оцінити за допомогою рис. 23, аналізуючи ділянку затухання, близький до 1 секунди. Суттєве збільшення амплітуди коливань заднього автомобільного мосту носія за тих самих умов ілюструє рис. 24 [28].

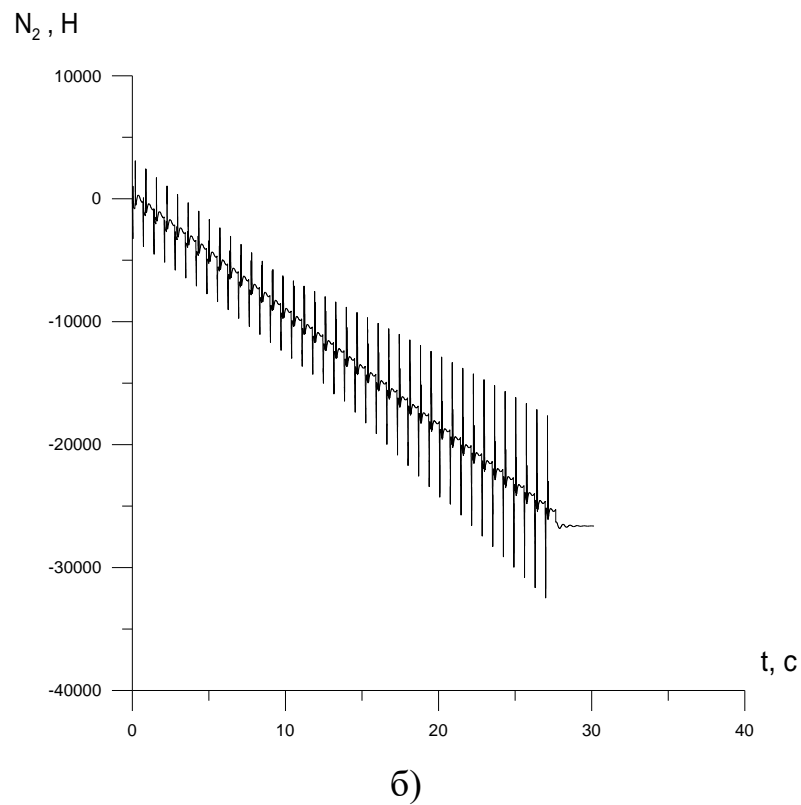
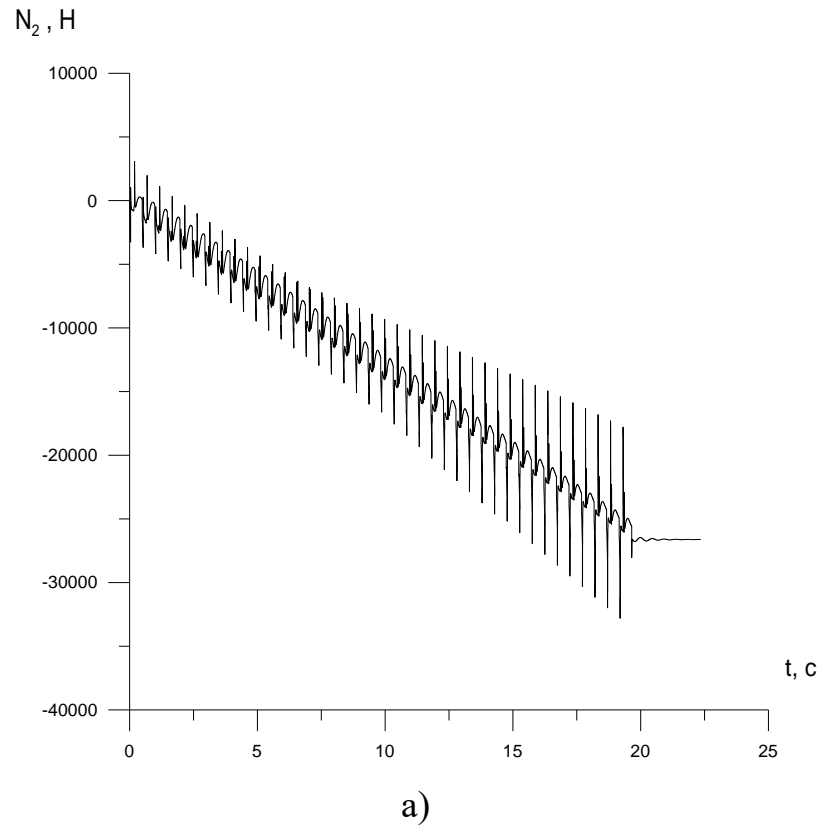
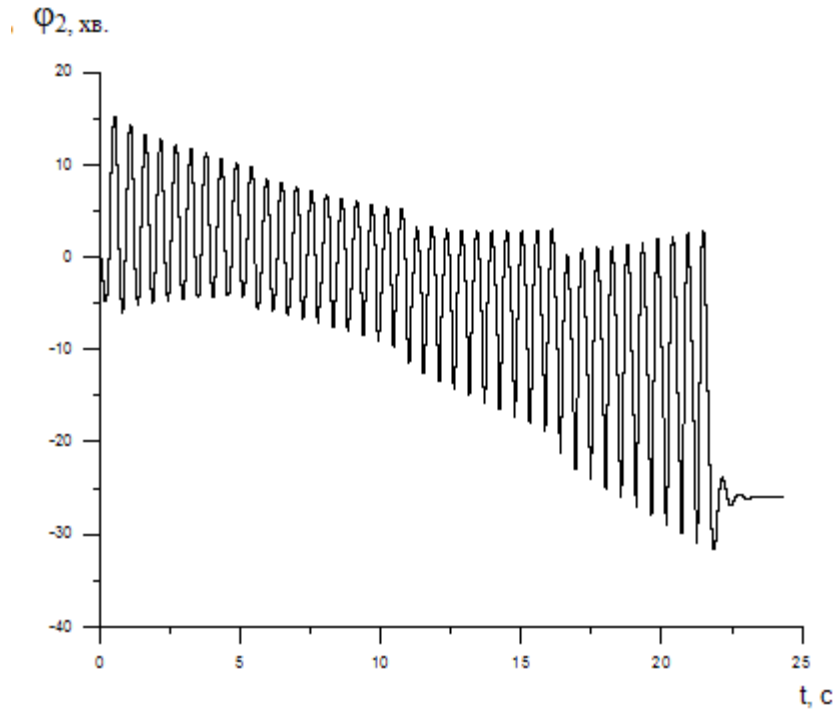
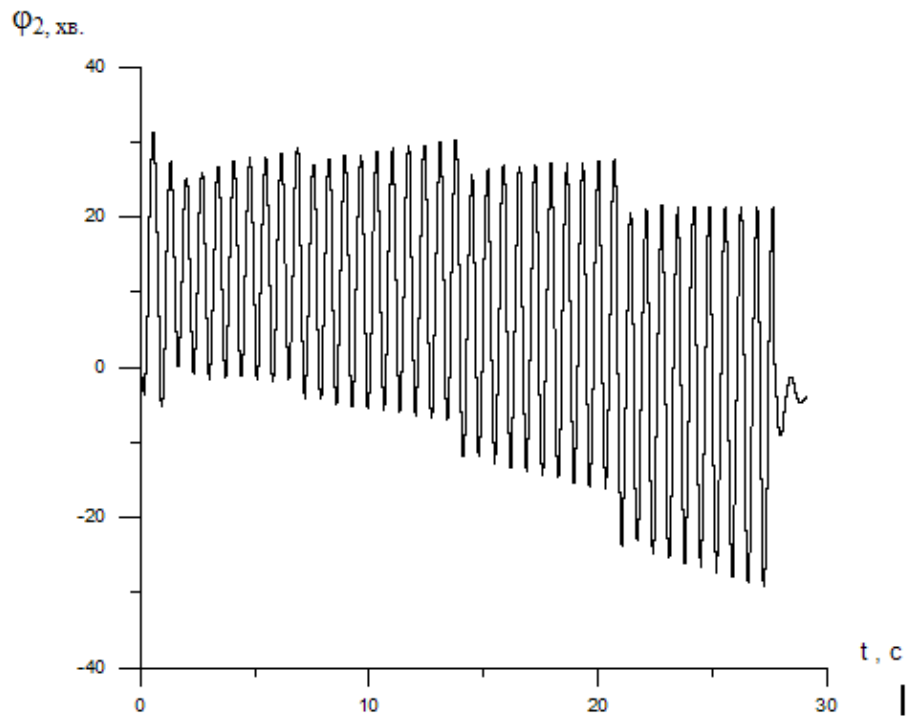


Рисунок 21 - Розрахункова залежність від часу вертикальної складової N_2 реакції підйомно-поворотного механізму при сході з напрямляючої 40 снарядів: а) – час затримки між пострілами $\tau = 0.3$ с; б) – час затримки між пострілами $\tau = 0.5$ с



а)



б)

Рисунок 22 - Розрахункова залежність від часу значення кута нахилу направляючої при сході 40 снарядів (кут прицілювання $33^{\circ}36'$): а) – час затримки між пострілами $\tau = 0.3$ с ; б) – час затримки між пострілами $\tau = 0.5$ с

[28].

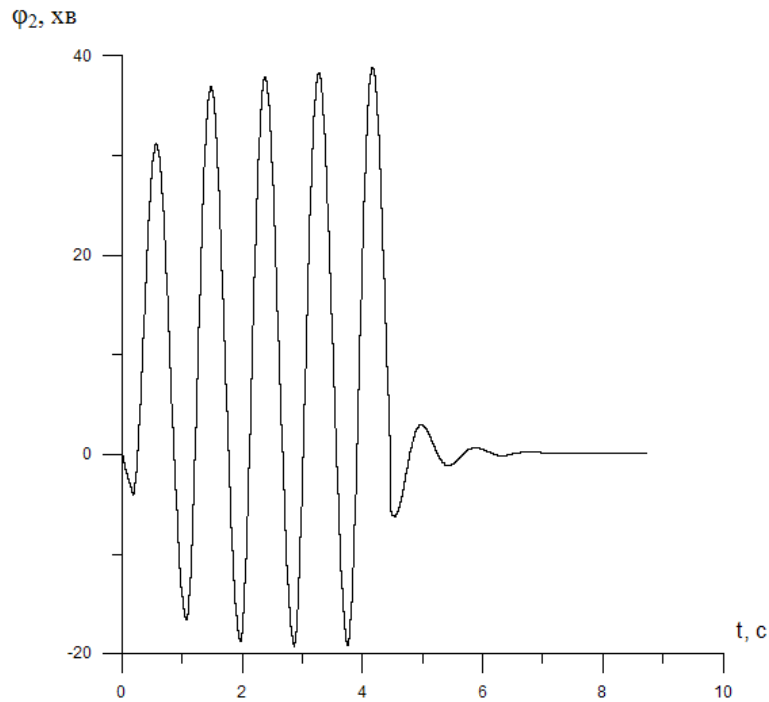


Рисунок 23 - Розрахункова залежність від часу кута нахилу напрямної φ_2 при здійсненні 5 пострілів і повному завантаженні напрямної снарядами, час затримки між пострілами $\tau = 0.5$ с [28].

Важливою метою роботи було дослідження кутів вильоту снарядів РСЗО під час стрільби. На рис. 25 надаються розрахункові залежності кута вильоту в вертикальній площині від кількості здійснених пострілів при різних значеннях сили затяжки стопорного пристрою. Прослідковується зростання кута вильоту по мірі сходу снарядів з ПУ, а також суттєвий вплив сили затяжки стопора на його значення. В роботі також досліджувався вплив жорсткості ґрунтової основи, з якої здійснюється стрільба, на значення кутів вильоту. Це можна зробити заміною жорсткості пневматики коліс приведеною жорсткістю системи шина-ґрунт у відповідності з властивостями ґрунтової основи. Результати розрахунків ілюструє рис. 26, де наводяться порівняльні дані для кутів вильоту при стрільбі з сухого та вологого ґрунту [28].

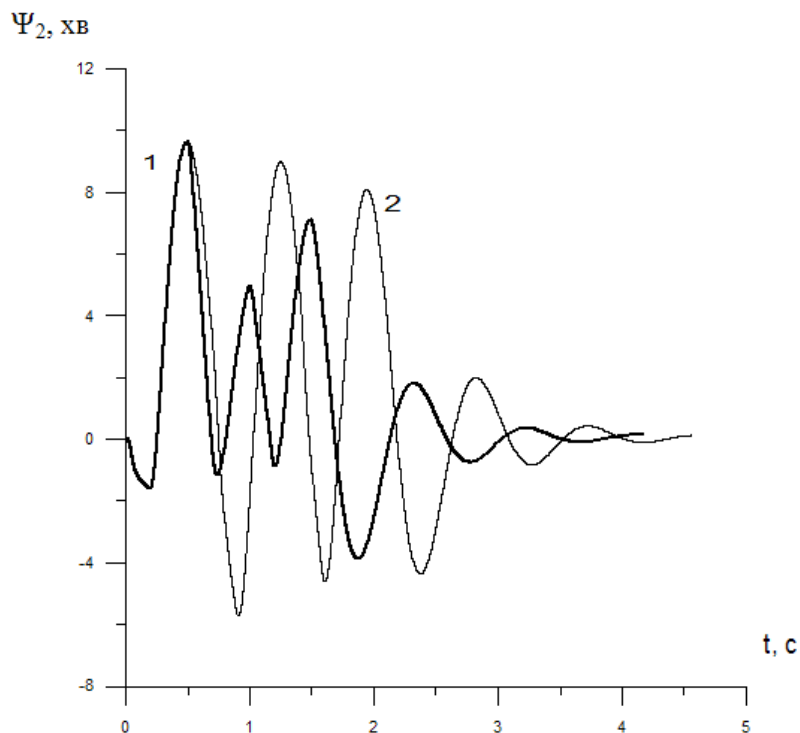


Рисунок 24 - Кутові коливання заднього мосту носія: 1- час між пусками снарядів $\tau = 0.3$ с; 2- час між пусками снарядів $\tau = 0.5$ с [28].

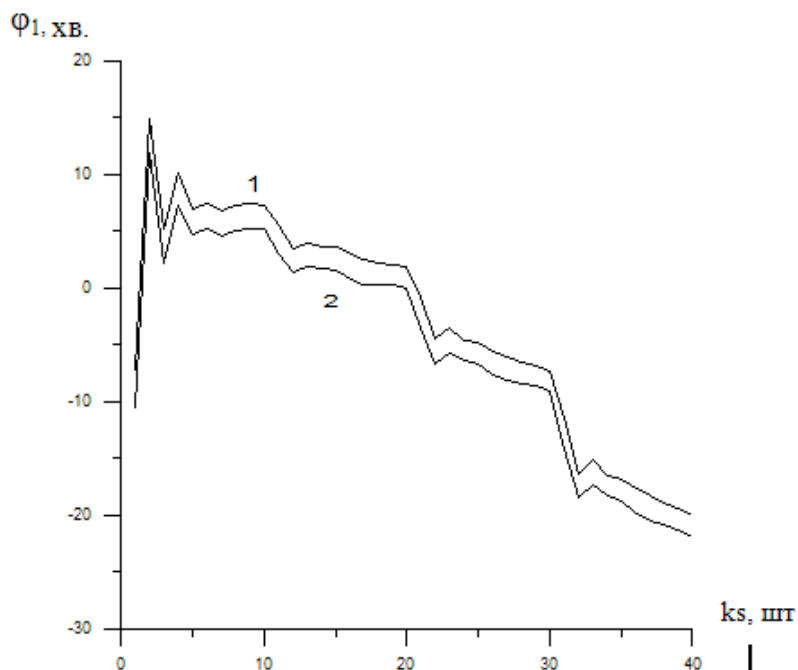


Рисунок 25 - Залежність кута вильоту снаряда від кількості здійснених пострілів при сході 40 снарядів з напрямної, затримці між пострілами $\tau = 0.3$ с і силі затяжки стопорного пристрою $Q=500$ кГ (1) і 1000 кГ (2) [28].

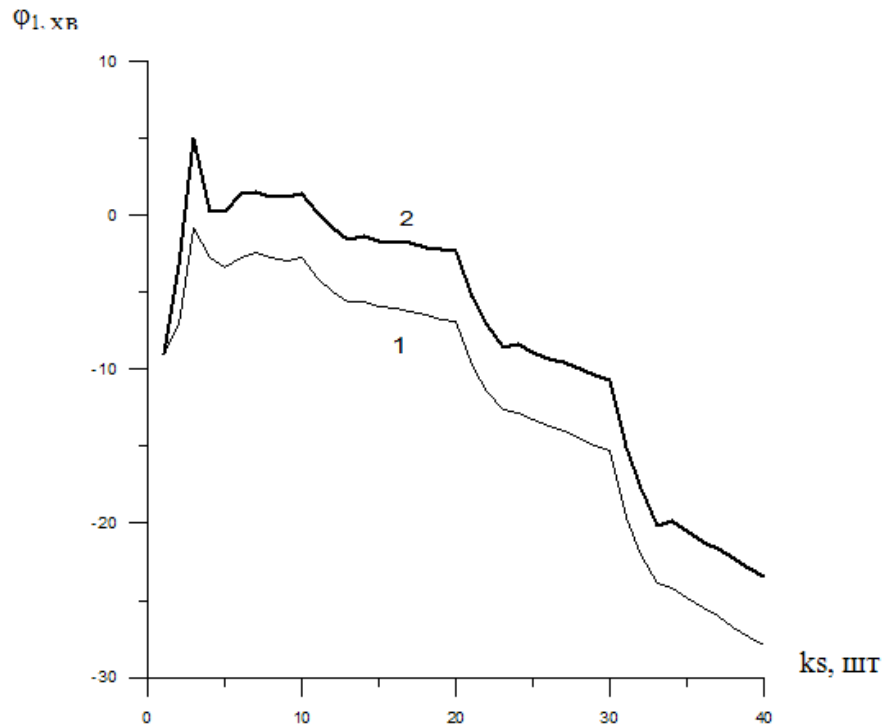


Рисунок 26 - Залежність кута вильоту снаряда від кількості здійснених пострілів загальною кількістю 40 і часі між пострілами $\tau = 0.5$ с з сухого (1) та вологого (2) ґрунту

2.5 Методика оцінки та результати дослідження розрахункових зон технічного розсіювання РС

Для оцінки зон розрахункового технічного розсіювання снарядів на місцевості, обумовленого конструктивними особливостями і коливаннями ПУ, при пострілі серією снарядів застосуємо апарат математичної статистики.

Центр групи технічного розсіювання (математичне очікування величин x і y у координат точок падіння, або центр розподілу вірогідностей цих координат) знайдемо середнім арифметичним координат точок падіння серії снарядів (вибірки).

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n x_i ; \quad \bar{y} = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n y_i \quad (2.50)$$

де: x_i, y_i – i -ті елементи вибірки; \bar{x}, \bar{y} – середні арифметичні вибірки; n – обсяг (розмір) вибірки.

Відхилення снарядів від центру технічного розсіювання будемо оцінювати імовірним (серединним) відхиленням, або серединною похибкою. Імовірним (серединним) відхиленням (E_x) випадкової величини X , що розподілена за нормальним законом, є половина довжини ділянки, яка симетрична відносно центру розсіювання, імовірність потрапляння у яку дорівнює $\frac{1}{2}$ [24]. У випадку застосування нормального закону розподілу до процесу стрільби виникають серединні відхилення по дальності ($B_d = E_y$) та по напрямку ($B_b = E_x$).

При розрахунку показників розсіювання B_d і B_b за результатами експериментальних даних необхідно використати статистичну оцінку стандартних відхилень даних величин при малих вибірках. При невеликій статистичній вибірці з урахуванням поправки Бесселя [25] стандартне відхилення S – незміщена оцінка середньоквадратичного відхилення випадкових величин x і y відносно їх математичного очікування дорівнює:

$$s(x) = \sqrt{\frac{1}{n-1} \cdot \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}; \quad s(y) = \sqrt{\frac{1}{n-1} \cdot \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2} \quad (2.51)$$

де: x_i, y_i – i -ті елементи вибірки; \bar{x}, \bar{y} – середні арифметичні вибірки; n – обсяг (розмір) вибірки.

Зробивши перехід в канонічному запису нормального закону розподілу від середніх квадратичних відхилень до імовірних, отримаємо [24]:

$$B_d = E_x = \rho \cdot \sqrt{2} \cdot s(x); \quad B_b = E_y = \rho \cdot \sqrt{2} \cdot s(y); \quad \rho = 0,477 \quad (2.52)$$

Практично достовірно, що значення випадкової величини попадає в інтервал $(-4E; 4E)$. Імовірність того, що значення випадкової величини виходить за межі цього інтервалу складає менше 0,01. Це дає можливість вважати, що величини $4V_d$ і $4V_\sigma$ є на півосях еліпсів, якими окреслюються зони технічного розсіювання.

У відповідності з поставленою метою, розробленим єдиним алгоритмом та програмним забезпеченням, були проведені розрахунки траєкторій серії реактивних снарядів, випущених з мобільної ПУ типу БМ-21, змонтованої на базі автомобільному шасі і спорядженої пакетом трубчастих направляючих. Алгоритм передбачає розрахунок руху кожного з серії снарядів в межах пускової установки, починаючи з моменту запуску двигуна снаряда, з одночасним обчисленням коливних рухів складових частин ПУ (пакету направляючих, шасі, автомобільних мостів). Після сходу снаряда з ПУ параметри коливних рухів частин ПУ продовжують обчислюватися, а параметри руху кожного снаряда заносяться до створених для цього масивів і використовуються при завершенні сходу всіх снарядів серії і затуханні коливань ПУ для розрахунків їх траєкторій. Розрахунок відбувається при різних можливих інтервалах часу між пусками снарядів, змінних значеннях сили зтяжки стопорно-замкового пристрою, інерційних характеристик частин ПУ, жорсткостних і демпфуючих характеристиках підвіски, механізмів підйому та пакету направляючих і ґрунтової основи. Це дозволяє шляхом чисельного аналізу оцінювати динамічні характеристики ПУ та динамічні навантаження на частини ПУ, а також розраховувати початкові збурення траєкторій РС при сході серії снарядів РСЗВ з мобільної ПУ і подальші траєкторії їх польоту до точок падіння, оцінювати зони технічного розсіювання снарядів, обумовленого особливостями конструкції і коливаннями ПУ.

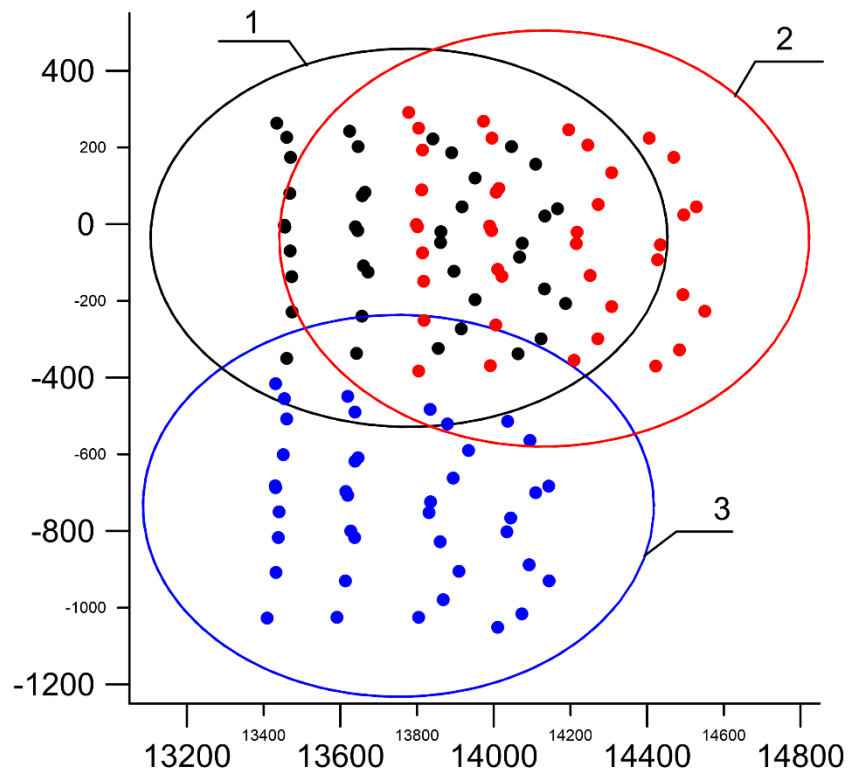


Рисунок 27 - Зони технічного розсіювання при пострілі серією 40 снарядів і куті підвищення пакету направляючих 190 4': 1 – при відсутності вітру; 2 – при продольному вітрі на активній ділянці $WXA=10$ м/с ; 3 – при боковому вітрі на активній ділянці $WZA=10$ м/с.

На рис. 27 показані отримані в даній роботі зони технічного розсіювання серії сорока снарядів типу М–21ОФ, випущених з мобільної пускової установки типу БМ–21 в штатній послідовності при куті прицілювання 1904'. На рис. 28 показані розрахунки зони технічного розсіювання серії сорока снарядів типу М–21ОФ, випущених з мобільної пускової установки типу БМ–21 в штатній послідовності при куті прицілювання 220 30'. Дані на рис. 29 відповідають куту підвищення пакету направляючих 330 36'. Снаряди летять зліва направо. Прокольний вітер дує також зліва направо. Зміщення групи точок падіння в боковому напрямку відбувається проти напрямку бокового вітру.

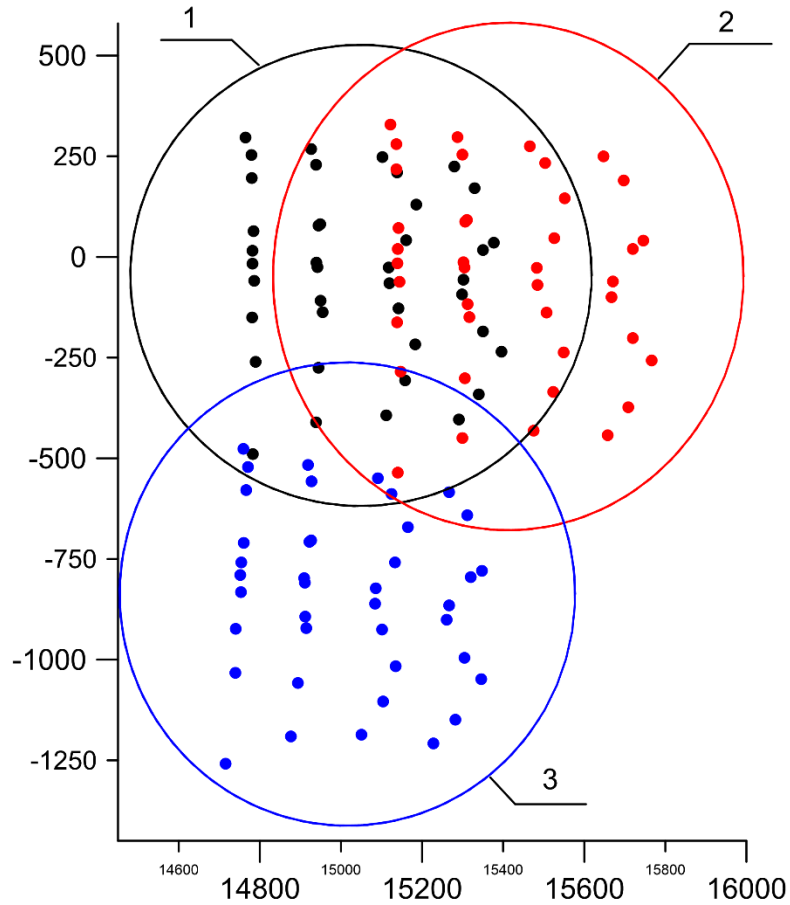


Рисунок 28 - Зони технічного розсіювання при пострілі серією 40 снарядів і куті підвищення пакету направляючих $220\ 30'$: 1 – при відсутності вітру; 2 – при продольному вітрі на активній ділянці $WXA=10$ м/с ; 3 – при боковому вітрі на активній ділянці $WZA=10$ м/с.

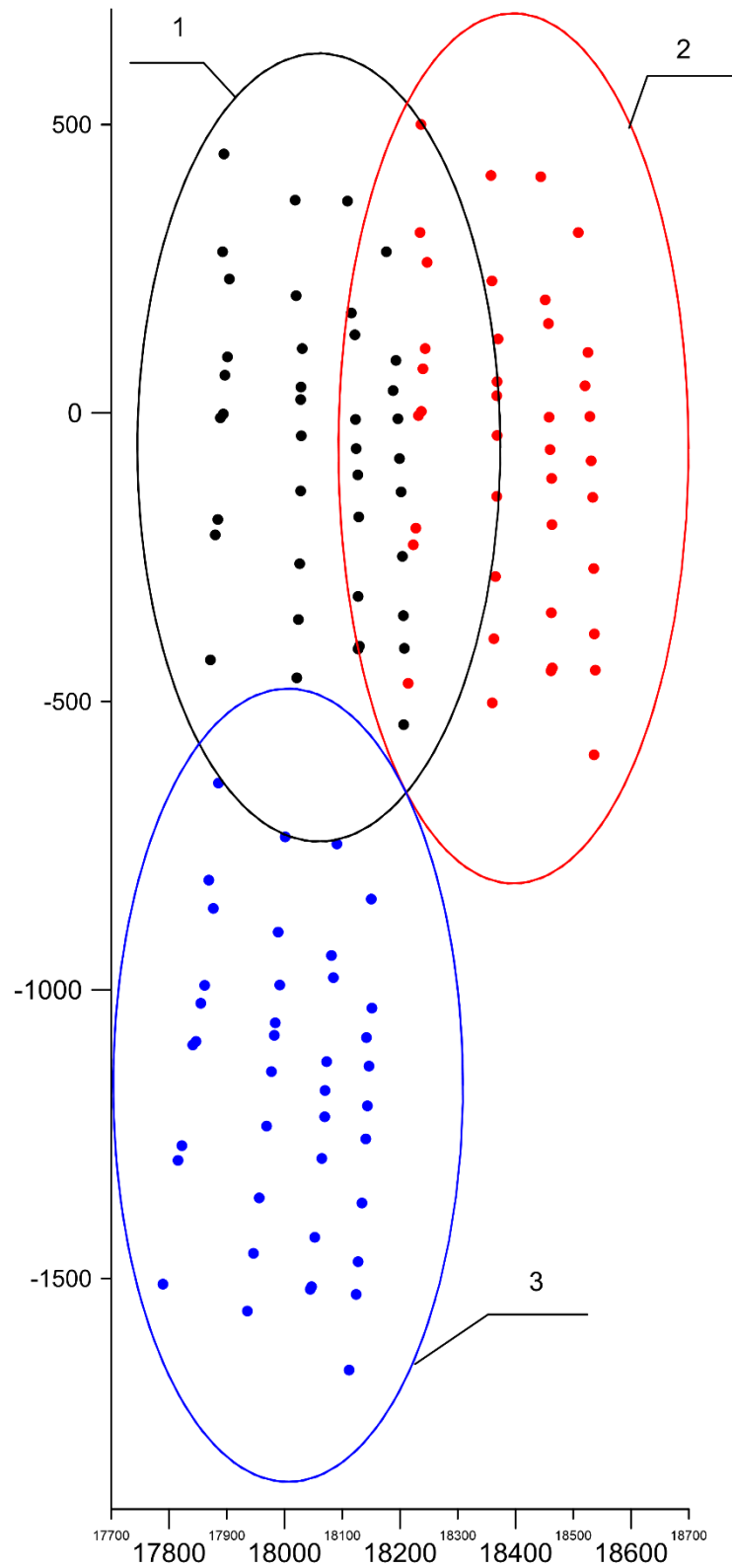


Рисунок 29 - Зони технічного розсіювання при пострілі серією 40 снарядів і куті підвищення пакету направляючих 330 36': 1 – при відсутності вітру; 2 – при продольному вітрі на активній ділянці $WXA=10$ м/с ; 3 – при боковому вітрі на активній ділянці $WZA=10$ м/с.

ВИСНОВКИ

У відповідності з поставленою метою створення комплексу універсальних моделей та розробки відповідного програмного комплексу для визначення параметрів процесу старту з мобільної пускової установки на базі автомобільного шасі і подальшого польоту надзвукових тіл обертання у вигляді некерованих реактивних снарядів систем залпового вогню до моменту їх приземлення, були отримані наступні результати.

1) Розрахункова і математична моделі сумісного руху реактивних снарядів та окремих частин мобільної ПУ реактивної системи залпового вогню при базуванні ПУ на автомобільному шасі, що дозволяють досліджувати динамічні явища, виникаючі під час старту серії реактивних снарядів з ПУ, визначати при цьому параметри сходу РС з ПУ як початкові умови руху снарядів на активній ділянці з урахуванням збурень, отриманих РС за рахунок коливань ПУ, а також знаходити динамічні реакції у внутрішніх зв'язках між окремими частинами ПУ під час залпу.

2) Методика розрахунку аеродинамічного опору реактивного снаряда при наявності кутів атаки в межах до-, транс- та надзвукових швидкостей польоту, яка дозволяє створити модель просторового руху реактивного снаряда у всіх діапазонах швидкостей польоту.

3) Математична модель просторового руху РС по траєкторії після сходу з ПУ, що враховує параметри сходу РС з ПУ в якості початкових умов руху РС на активній ділянці траєкторії та наявність вітру на активній і пасивній ділянках траєкторії.

4) Методика чисельного дослідження траєкторій польоту і точок падіння окремих снарядів при залповому старті, що дозволяє дослідити вплив конструктивних параметрів ПУ, часу між пусками снарядів, зусилля затяжки стопора, послідовність сходу снарядів, властивості ґрунтової основи і параметри атмосфери, включаючи вітер, на зони розсіювання снарядів.

5) Висновки, що стосуються впливу виваження ПУ за допомогою домкратів та різного типу ґрунтової основи на зону розсіювання РС.

6) Єдиний інформаційний комплекс числового моделювання динамічних, аерофізичних та балістичних характеристик ПУ і РС реактивної системи залпового вогню від старту РС і до його приземлення

7) Створена інформаційна технологія може бути придатна для розрахунку поведінки не тільки РС РСЗВ, а і для опису поведінки на траєкторії керованих літальних апаратів (наприклад, типу 9М79) після врахування особливостей системи керування польотом.

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАННЯ

1. Кирилов. В. М. Основание устройства и проектирования стрелкового оружия. – Пензкое высшее артиллерийское училище.– Пенза. – 1963. –342 с.
2. Гантмахер Ф.Р., Левин Л.М. Теория полета неуправляемых ракет. – М.: Физматгиз, 1959. – 360 с.
3. Баркан Д.Д. Динамика оснований и фундаментов. М. – 1948.– 412 с.
4. Вялов С. С. Реологические основы механики грунтов. – М. Высшая школа. – 1978. – 412 с.
5. Богомолов А. И. Основания устройства и расчет реактивных систем. Учебник. – П.: Пензенский артиллерийский инженерный институт. – 2003. – 359 с.
6. Красников Н. Д. Динамические свойства грунтов и методы их определения, – Л.: Стройиздат. –1970. – 238 с.
7. Савинов О.А. Современные конструкции фундаментов под машины и их расчет. М. – 1964.
8. Филоненко-Бородич М.М. Теория упругости. М.: Физматгиз. – 1959 – 364с.
9. Цытович Н. А. Механика грунтов: Учебник для строит. вузов. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Высш. школа. — 1983.—288 с.
10. Лойцянский Л. Г. , Лурье А. И. Курс теоретической механики: В 2-х томах. Т. II. Динамика. – 6-е изд., перераб. и доп. – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1983. –640 с.
11. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы. – 1969. – 824 с.
12. Кутателадзе С. С. Основы теории теплообмена. – М: Атомиздат. – 1979. – 416 с.
13. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа: Учеб. для вузов.– 7-е изд., испр. –М.: Дрофа. – 2003. – 840 с.
14. Кутателадзе С. С., Леонтьев А.И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое – М.: Энергия. – 1985. – 319 с.

15. Emmons H. W., Bryson A. E. The Laminar-Turbulent Transition in a Boundary Layer. // Proc. Ist. U. S. Nat. Conf. Theor. and Appl. Mech. Amer. Soc. Mech. Eng. – №4 –1951. – P. 859.
16. Chen K. K., Thyson N. A. Extension of Emmon`s Spot Theory to flow on Blunt Bodies. // AIAA Journal. –1971. – v. 9, № 5. – P. 821.
17. Леонтьев А. И., Павлюченко А. М. К обобщению модели турбулентных пятен Эммонса для области ламинарно-турбулентного перехода при наличии тепло- и массообмена в летных и наземных условиях // Теплофизика и аэромеханика. –1997. – Т.4, № 4. – С. 353.
18. Таблицы стрельбы осколочно-фугасными реактивными снарядами М-21ОФ. – М.: Воен. изд-во министерства обороны СССР. – 1975. – 96 с.
19. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти т./ Ред. совет: В.Н. Челомей (пред.). – М.: Машиностроение. – 1979 – Т.2. Колебания нелинейных механических систем / Под ред. И.И. Блехмана, 1979. – 351 с.
20. Урал–375/4320. Армейские автомобили. – ArmyBOOK. – 2000. – 20 с.: ил.
21. Смирнов Г. А. Теория движения колесных машин: Учеб. для студентов машиностроит. спец. вузов. – 2-е изд., доп. и перераб. – М.: Машиностроение. –1990. – 352 с.: ил.
22. Ротенберг Р. В. Подвеска автомобиля: колебания и плавность хода. – М.: Машиностроение. – 1972. – 392 с.
23. Светлицкий В. А. Динамика старта летательных аппаратов. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит. – 1986. – 280 с.
24. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. – М.: Наука. – 1969.
25. Kenney, J. F. and Keeping, E. S. Mathematics of Statistics, Pt. 2, 2nd ed. Princeton, NJ: Van Nostrand, 1951.
26. Звіт про науково-дослідну роботу «Створення комплексу універсальних моделей для оптимізації старту, польоту та приземлення реактивних снарядів для реактивних систем залпового вогню» (проміжний) – Частина 1 - Суми: - 2017 (<http://essuir.sumdu.edu.ua/handle/123456789/68066>).

27. Звіт про науково- дослідну роботу «Створення комплексу універсальних моделей для оптимізації старту, польоту та приземлення реактивних снарядів для реактивних систем залпового вогню» (проміжний) – Частина 2- Суми: - 2018 (<http://essuir.sumdu.edu.ua/handle/123456789/73955>).

28. Шийко О.М. моделювання сумісного руху реактивного снаряда та мобільної пускової установки РСЗВ. // Системи озброєння і військова техніка. – 2014. - № 2(38). – С. 44.