

DOI: <https://doi.org/10.37129/2313-7509.2019.12.1.81-88>

УДК 623.462

**Будур О.М.****Нікул С.О.**, к.т.н.**Петрушенко М.М.**, д.т.н, проф.**Головань В.Г.**, к.т.н., проф.**Сергєєв О.Ю.**, к.т.н., доц.**Тарасенко С.М.***Військова академія, (м. Одеса), Україна*

## **РОЗРОБКА РЕКОМЕНДАЦІЙ ЩОДО РОЗРАХУНКУ МЕХАНІЗМУ ВІДДІЛЕННЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ ТВЕРДОПАЛИВНИХ РАКЕТ З ВІД'ЄМНОЮ В ПОЛЬОТІ БОЙОВОЮ ЧАСТИНОЮ ТА МЕХАНІЗМОМ ВІДДІЛЕННЯ**

*Для забезпечення ефективного виконання ЗСУ визначених завдань вони повинні мати відповідні оборонні можливості. В сучасних умовах значення високоточної зброї в загальновійськовому бою та операції важко переоцінити. Успіх у відбитті ударів противника та збереженні боєздатності військ, став одним із визначних факторів ходу бойових дій. В статті розглядаються рекомендації щодо розрахунку механізму відділення перспективних твердопаливних ракет з від'ємною в польоті бойовою частиною та механізмом її відділення.*

**Ключові слова:** перспективний, механізм відділення, бойова частина, необхідна умова відділення, ракета.

### **Вступ**

В умовах складної сучасної міжнародної обстановці, особливо з огляду на ту обстановку в якій опинилася Україна необхідно відзначити що кожна з держав з різними суспільними устроями докладає титанічних зусиль, щоб запобігти ядерній війні, зберегти і зміцнити мир. Займаючись мирним будівництвом необхідно берегти обороноздатність Української держави, де ослаблення ми не маємо права допустити ні на секунду.

Перспектива на рішення таких задач в деякій мірі лягає на ракетні комплекси, так як саме вони є високоточною зброєю. Для виконання цих завдань ракетними комплексами необхідно мати сучасну елементну базу. Особливо важливе виконання такого завдання, як заміна вже застарілих зразків озброєння, на нові, де використані останні досягнення науково-технічних робіт, нові підходи в проектуванні.

Ракетні двигуни твердого палива (РДТП) отримали в даний час широке поширення. Цьому сприяють такі основні переваги, як: висока надійність, простота експлуатації, постійна готовність до дії. Ракети з РДТП застосовують у всіх класах сучасних комплексів військового призначення [2].

Різноманітність областей застосування і виконання завдань сприяють розробці широкого кола конструкцій, що відрізняються габаритними, масовими, тяговими, тимчасовими та іншими характеристиками.

При підході до такої роботи необхідно брати за увагу класифікацію даного типу ракет, проводити аналіз вимог, висунутих до ракет з точки зору стандартних, експлуатаційних і виробничо-економічних вимог. Крім того, проводити вибір і обґрунтування схеми ракети. Визначитись з типом старту, двигуна ракети. Особливу увагу приділити визначенню конструкційних матеріалів і вибору програми польоту ракети.

При аналізі вимог, що пред'являються до систем відділення бойової частини (БЧ), необхідно розглянути їх принципові схеми, на основі чого зроблено вибір схеми для перспективної ракети і розрахунок конструкції механізму відділення бойової частини (БЧ) [5].

## Основна частина

Керованою балістичною ракетою називається безпілотний літальний апарат, забезпечений ракетним двигуном і системою управління (СУ) і призначений для доставки бойової частини (БЧ) до цілі по траєкторії, яка, за винятком польоту з працюючим двигуном, являє собою траєкторію польоту вільно кинутого тіла.

Розвиток ракетного озброєння привело до того, що в даний час є велика кількість різних видів керованих балістичних ракет, які з метою встановлення певної термінології, значно полегшує роботу по створенню, проведенню випробувань та їх бойової експлуатації, класифікують по ряду ознак

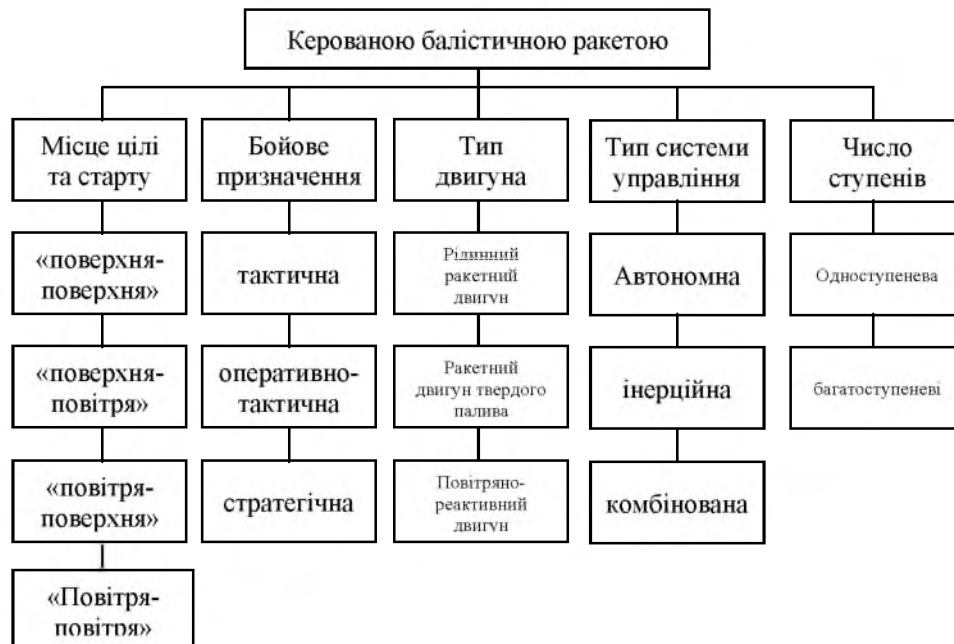


Рис.1 Класифікація керованих балістичних ракет

Пуск балістичних ракет зазвичай проводиться з поверхні Землі або з борту корабля, а при дослідженні штатних пускових споруд та підводних човнів – з під Землі або з під води. Цілями при пуску керованих балістичних ракет є об'єкти, розташовані на поверхні Землі, тому їх можна віднести до ракет класу «земля-земля» або «земля-повітря» [3].

Крім того, керовані балістичні ракети бувають тактичні, оперативно-тактичні та стратегічні. До класу тактичних ракет відносяться вироби з дальністю пуску до 400 км. В операціях вони використовуються в інтересах загальновійськових з'єднань. Оперативно-тактичні ракети мають дальність пуску до декількох сотень кілометрів. Ці ракети застосовують в інтересах великих військових з'єднань[2].

Керовані балістичні ракети можна класифікувати і по ряду інших ознак. Зокрема, за типом застосовуваного двигуна ракети можна розділити на наступні групи:

- ракети з рідинним реактивним двигуном (РРД), що працюють на рідкому паливі;
- ракети з ракетним двигуном твердого палива РДТП;
- ракети з комбінованими ракетними двигунами, що використовують при роботі рідкі та тверді палива.

За типом системи управління (СУ) ракети поділяються на ракети з автономною і комбінованою системою управління (СУ).

Автономна система управління (СУ) заснована на застосуванні інерційної системи. Ця система повністю автономна і складається тільки з апаратури, встановленої на борту ракети.

Комбінована система управління (СУ), поряд з автономною системою управління (СУ), має радіоуправління. Система управляє польотом за допомогою команд, що надходять з наземного пункту радіоуправління на прилади, що знаходяться на борту ракети. Система радіоуправління, як правило, працює протягом невеликого періоду часу перед вимкненням двигунів, але істотно підвищує точність стрільби. У разі відмови пункту радіоуправління політ забезпечує автономна система, але точність стрільби при цьому трохи зменшується[4].

За кількістю ступенів ракети бувають одноступінчасті або багатоступінчасті, що складаються з декількох ступенів.

Вимоги, що пред'являються до керованих балістичних ракет, не можна розглядати у відриві від вимог, що пред'являються до ракетного комплексу в цілому. Тому необхідно визначити поняття ракетного комплексу.

Під ракетним комплексом слід розуміти сукупність ракет, пускових установок, наземної апаратури управління, випробувального та підйомно-транспортного устаткування.

Всі вимоги до ракети і ракетного комплексу в цілому можна розділити на наступні:

- загальні,
- експлуатаційні,
- виробничо-економічні.

Загальні вимоги, що пред'являються до ракети, визначають її основні характеристики: дальність пуску, могутність дії біля цілі і надійність.

Виходячи із завдань, які виконуються оперативно тактичними ракетами, діапазон їх діяльності пусків повинен бути від десятків до сотень кілометрів. Пуск однієї ракети в великому діапазоні дальності з економічної точки зору не вигідний, тому що це призводить до ускладнення експлуатації ракети, зменшує її ефективність і маневреність. Тому ракети прийнято розділяти по дальності їх дії, передбачаючи для кожного типу ракет максимальну і мінімальну дальності пуску. Причому мінімальна дальність пуску ракет одного типу не повинна перевищувати максимальну дальність пуску ракет іншого типу. Крім того, необхідно мати на увазі, що в загальному випадку одна і та ж ракета, в залежності від маси бойової частини (БЧ), може мати різну дальність пуску та відноситься до різних типів.

Ракети призначені для доставки в район цілі бойової частини (БЧ), що мають різні бойові заряди. Вражаючим фактором таких бойових частин (БЧ) є ударна хвиля, світлове випромінювання, радіоактивне випромінювання продуктів вибуху і проникаюча радіація. Питома вага кожного вражаючого фактору може істотно змінюватися при зміні тротилового еквіваленту заряду.

Оптимальні заряди бойової частини (БЧ) ракет визначаються з умов найбільш ефективного виконання бойових завдань. Збиток, який ракета завдає противнику, є найважливішим заходом її ефективності. При оцінці загального збитку, що завдається кількома ракетами необхідно визначити ймовірність ураження, тобто ймовірність ефективного руйнування даної цілі при попаданні в неї однією ракетою.

Ймовірність поразки цілі багато в чому залежить від точності пуску ракети, тому при оцінці попадання в ціль слід звернути велику увагу на характеристики розсіювання, які багато в чому залежать від ряду факторів (досконалості методу управління польотом ракети, від точності апаратури системи управління (СУ) та ін.). Зменшити розсіювання можна за рахунок застосування комбінованої системи управління (СУ). Розсіювання ракет характеризується значеннями середньо імовірного відхилення по дальності і по боковому напрямку при максимальній дальності пуску.

Цілком очевидно, що за відсутності розсіювання і помилок пусків будь-яку складну ціль можна знищити однією ракетою з самонавідними бойовими елементами. Однак наявні в даний час ракети мають досить велике розсіювання, в зв'язку, з чим необхідна ймовірність ураження цілі може бути забезпечена за рахунок збільшення кількості бойових елементів[7].

Таким чином, оцінюючи ефективність дії ракети, необхідно розглядати спільно точність самонавідних бойових елементів, характеристики розсіювання ракет і необхідну при цих даних кількість ракет для ураження заданої цілі.

Одним з показників, що характеризують бойову ефективність ракетного комплексу, є надійність виконання бойового завдання. Висока надійність досягається за рахунок створення агрегатів і систем, що володіють високою безвідмовністю і забезпечення відповідних умов експлуатації, які забезпечують підтримку цієї надійності на необхідному рівні[1].

Надійність комплексу проявляється при експлуатації ракети і технологічного обладнання ракетного комплексу. При цьому під експлуатацією ракети і обладнання розуміють сукупність наступних етапів: зберігання, транспортування, технічне обслуговування, ремонт, підготовка до використання і використання за призначенням. Під безвідмовністю розуміють здатність безупинно зберігати працездатність в певних умовах експлуатації.

Не можна забувати про те, що висока надійність ракетного комплексу в великій мірі залежить і від якості підготовки особового складу, його професіоналізму. Надійність комплексу, в першу чергу, забезпечується контролем виготовлення агрегатів і систем на заводі, проведенням заводських випробувань агрегатів, систем і ракети в цілому, а також проведенням випробувань ракети безпосередньо перед пуском. Для зменшення часу підготовки ракети і пуску бажано відмовитися від передстартових випробувань, проте в цьому випадку повинні бути висунуто жорсткіші вимоги до заводських випробувань[8].

Збереження бойового заряду в польоті, і безвідмовне спрацьовування детонаторів гарантує його надійну дію. Для цього бойова частина (БЧ) має зовнішній і внутрішній захист від аеродинамічного нагріву, а також інші пристрої, необхідні для ефективного підриву бойового заряду. На сучасному етапі розвитку ракетобудування до надійності ракет пред'являються досить високі вимоги. Практично надійність агрегатів становить не менше 80 ... 90%, а окремих приладів - не нижче 99%[7].

Під експлуатаційними розуміють вимоги, які забезпечують збереження ракети при транспортуванні, зберіганні, а також дозволяють здійснити надійний пуск ракети в заданому режимі часу[2].

Вирішуючи задачу розрахунку механізму відділення, зробимо такі припущення:

- кут атаки внаслідок його малості вважаємо рівним нулю;
- кутові коливання ракети щодо поперечних осей в момент відділення відсутні;
- маса корпусу ракети і аеродинамічні сили за час відділення залишаються постійними;
- силами опору штепсельних роз'ємів та пневматичних за малістю нехтуємо.

Рівняння відносного руху має вигляд:

$$\ddot{x}_{\text{відн}} = \frac{1}{m_{\text{БЧ}}}(F - R_{\text{БЧ}}) + \frac{1}{m_{\text{РЧ}}}(F + R_{\text{РЧ}} - P), \quad (1)$$

де  $\ddot{x}_{\text{відн}}$  – відносне переміщення корпусу ракети та БЧ;

$F$  – сила механізму відділення;

$R_{\text{БЧ}}, R_{\text{РЧ}}$  – аеродинамічні сили лобового опору БЧ та корпусу ракети;

$P$  – сила тяги в період післядії;

$m_{\text{БЧ}}, m_{\text{РЧ}}$  – маса БЧ та корпусу ракети в момент відділення.

Припускаючи, що механізм який розштовхує включається в дію після закінчення періоду післядії, тому тяга двигуна відсутня ( $P = 0$ ).

Необхідна умова відділення – отримання позитивного відносного прискорення  $\ddot{x}_{\text{відн}} > 0$  тоді з рівняння (1) отримали

$$\frac{1}{m_{\text{БЧ}}}(F - R_{\text{БЧ}}) + \frac{1}{m_{\text{РЧ}}}(F + R_{\text{РЧ}} - P) > 0,$$

звідки необхідна сила відштовхування буде дорівнювати:

$$F > \frac{m_{БЧ} R_{БЧ} - m_{РЧ} R_{РЧ}}{m_{БЧ} + m_{РЧ}}. \quad (2)$$

При виконанні цієї умови відділення відбудеться, але не виключається наздоганяння корпусом ракети бойової частини (БЧ) що відокремилася. Таким чином, нерівність (2) є необхідною, але недостатньою умовою відділення.

Розрахунки показують, що різке зростання сил лобового опору відбувається при відході бойової частини (БЧ) на деяку довжину  $L_0$ . При цьому лобовий опір корпусу ракети зростає на значно більшу величину (через хвильовий опір, що вийшов з аеродинамічної тіні переднього торця), ніж лобовий опір бойової частини (БЧ) (в результаті появи донного розрідження). Їх величини визначаються діаметрами і аеродинамічними формами бойової частини (БЧ) та корпусу ракети.

Таким чином, щоб надійно визначити бойову частину (БЧ), необхідно забезпечити її відхід від корпусу ракети на деяку довжину  $L_0$  (будемо називати її достатньою довжиною відходу). Розрахунки показують, що довжиною відходу  $L_0$  буде

$$L_0 = 4d = 4 \cdot 0,84 = 3,36 \text{ м.}$$

де  $d$  – діаметр корпусу ракети.

Виконання цієї умови і буде достатньою умовою відділення.

Рівняння відносного руху після закінчення роботи механізму буде мати наступний вигляд

$$\ddot{x}_{відн} = \frac{1}{m_{РЧ}} R_{РЧ} - \frac{1}{m_{БЧ}} R_{БЧ}, \quad (3)$$

Початковими умовами для вирішення рівняння (3) будуть при  $t = 0$   $\dot{x}_{відн} = V_0$ ,  $x_{відн} = l_0$ ,

де  $V_0$  – відносна швидкість БЧ в кінці ходу штовхача;

$l_0$  – робочий хід штовхача, який приймаємо рівним  $l_0 = 0,2$  м.

Рішення рівняння (3) запишеться так:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{відн} &= \left( \frac{1}{m_{РЧ}} R_{РЧ} - \frac{1}{m_{БЧ}} R_{БЧ} \right) t + V_0; \\ x_{відн} &= \left( \frac{1}{m_{РЧ}} R_{РЧ} - \frac{1}{m_{БЧ}} R_{БЧ} \right) \frac{t^2}{2} + V_0 t + l_0. \end{aligned} \quad (4)$$

На шляху ходу штовхача від 0 до  $l_0$  швидкість  $\dot{x}_{відн}$  зростає від 0 до  $V_0$ , а потім знову падає до 0. Для надійного відділення в кінці його має бути

$$\text{при } t = t_K \quad \dot{x}_{відн} = 0, \quad x_{відн} = L_0. \quad (5)$$

Якщо через  $V_{\partial\partial}$  позначити відносну швидкість відділення в кінці ходу штовхача, необхідну, щоб забезпечити умови (5), то систему (4) можна записати у вигляді

$$\begin{aligned} 0 &= \left( \frac{1}{m_{РЧ}} R_{РЧ} - \frac{1}{m_{БЧ}} R_{БЧ} \right) t_K + V_{\partial\partial}; \\ L_0 &= \frac{1}{2} \left( \frac{1}{m_{РЧ}} R_{РЧ} - \frac{1}{m_{БЧ}} R_{БЧ} \right) t_K^2 + V_{\partial\partial} t_K + l_0. \end{aligned} \quad (6)$$

Вирішуючи систему (6) знайдемо необхідну відносну швидкість в кінці ходу штовхача

$$V_{mp} = \sqrt{2 \left( \frac{1}{m_{БЧ}} R_{БЧ} - \frac{1}{m_{РЧ}} R_{РЧ} \right) (L_0 - l_0)} = 4,79 \text{ м/с.} \quad (7)$$

Розглядаючи далі методи визначення дійсної відносної швидкості руху бойової частини (БЧ) в процесі роботи механізму, можна записати рівняння (1) в дещо іншій формі:

$$\ddot{x}_{відн} = \left( \frac{1}{m_{РЧ}} - \frac{1}{m_{БЧ}} \right) F - \left( \frac{1}{m_{БЧ}} R_{БЧ} - \frac{1}{m_{РЧ}} R_{РЧ} \right). \quad (8)$$

Зробивши заміну змінних, отримали:

$$\ddot{x}_{відн} = \frac{d}{dx_{відн}} \cdot \frac{dx_{відн}}{dt} = \dot{x}_{відн} \frac{d\dot{x}_{відн}}{dx_{відн}}.$$

В результаті отримали диференціальне рівняння із змінними. Проінтегрував його ліву частину в межах від 0 до V, а праву від 0 до X, отримали:

$$\begin{aligned} V_{опт} &= \sqrt{\frac{2(m_{РЧ} + m_{БЧ})}{m_{РЧ}m_{БЧ}} A_F - \frac{2(m_{РЧ}R_{РЧ} - m_{БЧ}R_{БЧ})}{m_{РЧ}m_{БЧ}} l_0} = \\ &= \sqrt{\frac{2 \cdot (947,74 + 510)}{947,74 \cdot 510} \cdot 122,23 - \frac{2 \cdot 947,74 \cdot 1085,75}{947,74 \cdot 510} \cdot 0,2} = 0,881 \text{ м/с,} \end{aligned} \quad (9)$$

де  $A_F = \int_0^{l_0} F dx_{відн}$  – повна робота розштовхуючого механізму.

Записавши вирази для визначення роботи  $A_F$ , яку здійснюють пружинним штовхачем. Сила штовхача в цьому випадку падає в функції довжини його ходу за лінійним законом

$$F = \frac{F_0}{l_0} (l_0 - x_{відн}), \quad (10)$$

а повна робота визначається з виразу

$$A_F = \frac{1}{2} F_0 l_0 = \frac{1}{2} \cdot 1222,338 \cdot 0,2 = 122,23 \text{ Дж,} \quad (11)$$

де  $F_0$  – початкова сила пружини в початковому стислому стані.

Тут передбачається, що в кінці ходу штовхача пружина виявиться повністю розціпленою.

Підставивши знайдені для роботи вирази в вираз (9), отримаємо формули відносної швидкості  $V_0$  в кінці роботи штовхачів в функції їх конструктивних характеристик. Щоб надійно відокремити бойову частину (БЧ), необхідно виконати умову  $V_0 \geq V_{mp}$ .

Допустивши і скориставшись рівняннями (7) ... (11), отримали необхідні для цього значення розштовхуючої сили:

$$F_{опт} \geq \frac{m_{РЧ}R_{БЧ} - m_{БЧ}R_{РЧ}}{m_{РЧ} + m_{БЧ}} \cdot \frac{2l_0}{l_0}.$$

Підставив в вираз (9), отримали

$$F_{опт} = \frac{V_0^2 m_{РЧ} m_{БЧ}}{l_0 (m_{РЧ} + m_{БЧ})} = \frac{0,881^2 \cdot 510 \cdot 947,74}{0,2(947,74 + 510)} = 1286,77 \text{ Н.}$$

## Висновки

Виходячи з аналізу та розрахунків в якості засобів кріплення бойової частини (БЧ) до корпусу застосували швидко від'ємні пристрої: розривні болти, що мають герметизований осьовий канал, заповнений піротехнічним складом з запальником. З можливих трьох груп механізмів відділення обрані розштовхуючі механізми, які діють на бойову частину (БЧ) і корпус силами в напрямку поздовжньої осі ракети. В якості розштовхуючих пристроїв відділення застосували пружинний штовхач.

Пружинний штовхач обраний самий простий і надійний, який виконаний у вигляді декількох автономних пружин-штовхачів. В результаті проведеного розрахунку розштовхувачи механізму відділення бойової частини (БЧ) отримані наступні дані:

- достатня довжина відходу  $L_0 = 3,36$  м;
- необхідна відносна швидкість в кінці ходу штовхача  $V_{\dot{\delta}} = 4,79$  м/с;
- дійсна відносна швидкість руху БЧ  $V_{\dot{\delta i}} = 0,88$  м/с;
- повна робота пружинного штовхача  $A_F = 122,23$  Дж;
- необхідне значення розштовхуючої сили  $F_{\dot{\delta}} = 1286,77$  Н.

Опираючись на розрахунки, можна сказати, що система відділення бойової частини (БЧ) може забезпечувати надійне її кріплення до корпусу ракети за допомогою розривних болтів. Ці механізми кріплення компактні, мають невелику масу, безпечні в експлуатації і мають просту конструкцію. В якості механізму відділення бойової частини (БЧ) можна обрати розштовхуючі механізми відділення, а саме - пружинні механізми (штовхачі), тому що вони забезпечують надійне відділення бойової частини (БЧ) і мінімальне обурення її руху в процесі відділення.

В результаті проведеного розрахунку механізму відділення бойової частини (БЧ), обчислено необхідна і достатня умова відділення, відносна її швидкість після поділу, знайдено необхідні значення сили розштовхування, що забезпечують надійну роботу розштовхуючого механізму.

## Список використаних джерел

1. Алемасов В.Е., Дрегалін А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. Под ред. В.Е. Алемасова. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
2. Белов Г.В. Основы проектирования ракет. М.: Машиностроение, 1980. 345 с.
3. Выбор и расчет основных параметров РДТТ: Методические рекомендации по курсовому и дипломному проектированию. 1983. 231 с.
4. Золин Б.И., Савин Н.В. Основы теории и конструкции ракет. М.: Военное издательство, 1971. 324 с.
5. Конструкция управляемых баллистических ракет. Под ред. А.М. Синюкова. М.: Военное издательство, 1999. 444 с.
6. Методические рекомендации по проектированию тактических ракет. Саратов: СВВКИУ РВ, 1980. 48 с.
7. Николаев О.М. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ М.: Воениздат, 1979. 276 с.
8. Разумеев В.Ф., Ковалев Б.К. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1976. 356 с.
9. Синюков А.М. Баллистические ракеты на твердом топливе. М.: Воениздат, 1980. 178 с.
10. Фахрутдинов И.Х. Ракетные двигатели твердого топлива. М.: Машиностроение, 1981. 223 с.

## РАЗРАБОТКА РЕКОМЕНДАЦИЙ ПО РАСЧЕТУ МЕХАНИЗМА ОТДЕЛЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТ С ОТДЕЛЯЮЩЕЙСЯ В ПОЛЕТЕ БОЕВОЙ ЧАСТЬЮ И МЕХАНИЗМОМ ОТДЕЛЕНИЕ

О.М. Будур, С.О. Никул, М.М. Петрушенко, В.Г. Головань,  
А.Ю. Сергеев, С.М. Тарасенко.

*Для обеспечения эффективного выполнения ВСУ определенных задач они должны иметь соответствующие оборонительные возможности. В современных условиях значение высокоточного оружия в общевойсковом бою и операции трудно переоценить. Успех в отражении ударов противника и сохранении боеспособности войск, стал одним из выдающихся факторов хода боевых действий. В статье рассматриваются рекомендации по расчету механизма отделения перспективных твердотопливных ракет с отделяющейся в полете боевой частью и механизмом ее отделения.*

**Ключевые слова:** перспективный, механизм отделения, боевая часть, необходимое условие отделения, ракета.

## DEVELOPMENT OF RECOMMENDATIONS FOR CALCULATING THE MECHANISM OF SEPARATION OF PERSPECTIVE SOLID PROPELLANT ROCKETS WITH A NEGATIVE IN-FLIGHT WARHEAD AND MECHANISM OF SEPARATION.

*O. Budur, S. Nikul, M. Petrusenko, V. Holovan, O. Serhejev, S. Tarasenko.*

*In today's difficult international environment, especially in view of the situation in which Ukraine finds itself, it is necessary to note that each of the states with different social structures makes a titanic effort to prevent a nuclear war, to preserve and strengthen the peace. Engaging in peaceful construction, it is necessary to protect the defense capability of the Ukrainian state, where we have no right to allow the weakening for a second.*

*The prospect of solving such problems lies to some extent on missile systems, as they are high-precision weapons. To accomplish these missiles, it is necessary to have a modern element base. Particularly important is the task of replacing already outdated samples of weapons with new, where the latest achievements of scientific and technical work, new approaches in design.*

*Solid propellant rocket engines are now widespread. It has the following major advantages: high reliability, ease of use, constant readiness for action. Rocket launchers are used in all classes of modern military complexes.*

*A variety of applications and tasks contribute to the development of a wide range of structures that differ in overall, mass, traction, time and other characteristics.*

*When approaching such work, it is necessary to take into account the classification of this type of missiles, to analyze the requirements advanced to the missiles in terms of standard, operational and production and economic requirements. In addition, to select and justify the scheme of the rocket. Determine the type of start, engine rocket. Particular attention should be given to the determination of structural materials and the choice of the missile flight program.*

*In the analysis of the requirements for the systems of separation of the warhead, it is necessary to consider their schematic diagrams, on the basis of which the choice of scheme for a prospective missile and the design of the mechanism of separation of the warhead.*

*Based on the analysis and calculations, fast detachable devices were used as fasteners of the warhead: burst bolts having a sealed axial channel filled with pyrotechnic composition with a lighter. Of the possible three groups of separation mechanisms are selected pushing mechanisms that act on the warhead and the hull forces in the direction of the longitudinal axis of the rocket. As a pusher, the compartment used a spring pusher.*

*Based on the calculations, we can say that the system compartment warhead can provide its secure attachment to the rocket body with the help of burst bolts. These mounting mechanisms are compact, small in weight, safe to operate and have a simple construction. As a mechanism of separation of the warhead can be selected by pushing the mechanisms of separation, namely - spring mechanisms, because they provide a reliable separation of the warhead and minimal disturbance of its movement in the separation process.*

*As a result of the calculation of the mechanism of separation of the warhead, calculated the necessary and sufficient condition of the separation, its relative velocity after separation, found the necessary values of the force of pushing, providing reliable operation of the pushing mechanism.*

**Key words:** perspective, separation mechanism, warhead, necessary separation condition, rocket.