

into a single one, which would use the best procedures of this process taking into account the conditions of Ukraine.

The article analyzes the guiding documents regulating defence planning in the Ministry of Defense of Ukraine and the Armed Forces of Ukraine, and the experience of NATO member countries in using the methodological apparatus to substantiate the objectives of the tasks and development measures of the Armed Forces of Ukraine. A conclusion was made about the identity of the results obtained by two instrumental means and the difference in the use of methods.

Possible ways of solving problematic issues regarding the development of appropriate methodical support for the development of the Armed Forces of Ukraine based on the assessment of the military formation's ability to perform the set (typical) tasks for the transition to the principles and rules used by NATO member states are proposed.

Key words: ability to perform assigned (typical) tasks (ability); requirements for ability; deficiency of ability; basic components of abilities; operational effects; coordination of resources; regulatory framework.

DOI: <https://doi.org/10.33994/kndise.2023.68.70>
УДК 343.9

Володимир Миколайович Мунчак
завідувач відділу вибухотехнічних досліджень
та досліджень ракетної, артилерійської зброї лабораторії
військових досліджень

ORCID: <https://orcid.org/0009-0007-3866-731X>
E-mail: vladmynchak@ukr.net

Олександр Олександрович Висікан
головний судовий експерт відділу вибухотехнічних досліджень та
досліджень ракетної, артилерійської зброї лабораторії
військових досліджень

ORCID: <https://orcid.org/0009-0008-0339-7628>
E-mail: oleksandr.vysykan@kndise.gov.ua

Олексій Володимирович Степанюк
головний судовий експерт відділу вибухотехнічних досліджень
та досліджень ракетної, артилерійської зброї лабораторії
військових досліджень

ORCID: <https://orcid.org/0009-0004-1528-8390>
E-mail: steppanuk1961@ukr.net

Юрій Олександрович Мазниченко
кандидат юридичних наук, доцент,
завідувач відділу нормативно-методичної діяльності
та стандартизації лабораторії організації наукової,
методичної діяльності, нормативного забезпечення
та міжнародного співробітництва

ORCID: <https://orcid.org/0009-0002-9388-9090>

E-mail: navskke@ukr.net

*Київський науково-дослідний інститут судової експертизи
Міністерства юстиції України*

ЩОДО ДОСЛІДЖЕННЯ СТРАТЕГІЧНИХ КРИЛАТИХ РАКЕТ Х-101

Розглянуто деякі аспекти досліджень ракетної зброї – стратегічних крилатих ракет Х-101, актуальність яких обумовлено постійним їх застосуванням рф. Зараз росія знову здійснює масовані ракетні удари по Україні ракетами типу Х-101/55. Окупанти змінили тактику й віддають перевагу переважно стратегічним крилатим ракетам для ураження військових об'єктів і об'єктів інфраструктури.

***Ключові слова:** ракета, стратегічна ракета, крилата ракета, авіаційний ракетний комплекс, планер, оперення.*

Постановка проблеми. 28 березня 2023 року дві ракети Х-101 вдарили по багатоповерхівці в Умані, вбивши десятки мирних мешканців, у тому числі шість дітей.

Через певний час, 1 травня 2023 року, рф повторила ракетну атаку по Україні, випустивши, згідно з інформацією Генерального штабу Збройних Сил України, 18 крилатих ракет Х-101/55, з них 15 вдалось збити силами ППО.

Матеріали за цими випадками вже надійшли до експертних установ, але у багатьох експертів інформація по зазначеним ракетах відсутня, тому викладені дані стануть у пригоді усім, хто буде займатись експертними дослідженнями крилатих ракет типу Х-101.

Аналіз останніх досліджень та публікацій. Проблема експертного дослідження ракетної та артилерійської зброї, до початку бойових дій в окремих районах Луганській та Донецькій областях, взагалі не приділялося ніякої уваги. Навіть не виникало думки про необхідність його існування як самостійної галузі. Лише у 2019 році в Матеріалах 1-ої міжнародної науково-практичної конференції «Актуальні питання судової експертології, криміналістики і кримінального процесу» (Київ, 05.11.2019) співробітниками Київського науково-дослідного інституту судових експертиз О. О. Висіканом та В. Г. Капустяком були опубліковані тези, присвячені цій проблематиці.

Вони вперше сформулювали предмет, основні завдання та типові питання експертизи артилерійської та ракетної зброї, визначили об'єкти

дослідження, навели основні терміни і визначення в галузі ракетної, реактивної та ствольної вогнепальної зброї.

При цьому, варто мати на увазі, що до даного часу відсутня методика проведення експертизи артилерійської й ракетної зброї, а в спеціальній літературі є тільки розрізненні дані щодо ракетної зброї [1].

Заповнити цей пробіл допоможе матеріал даної статті.

Проте, перше ніж перейти до висвітлення основного матеріалу, доцільно вказати на необхідність, під час проведення експертних досліджень ракетного озброєння рф, враховувати, що на сьогоднішній день жодна російська ракета, в тому числі «Калібр» і Х-101, не можуть називатися високоточними.

При заявленому відхиленні від цілі 5-15 м, воно може складати до 100 м і більше. Враховуючи, що після вводу ряду санкцій, під час виробництва ракет росіяни стали використовувати контрабандну електроніку, ці показники значно підвищились.

Крім того, вважається що в рф на виробництві послаблений технічний контроль продукції. Тобто вироблені ракети не проходять повної перевірки усіх складових і систем, а відразу відправляють до військових частин.

Доказом цього є зростання кількості зафіксованих інцидентів з падінням російських ракет на території рф [2].

Викладення основного матеріалу. Автори узагальнили, виправили та доповнили матеріали, вказані у джерелах : [3-6]. Стратегічна крилата ракета повітряного базування (далі – КР) Х-101 розроблена Акціонерним товариством «Державне машинобудівне конструкторське бюро «Радуга» імені А. Я. Березняка (рф) у період з 1995 року по 2013 рік.

КР Х-101 є дозвуковою, політ здійснює з огинанням рельєфу місцевості на малій висоті та призначена для ураження в глибині території противника на дальності до 5 000 км важливих, захищених цілей (об'єктів) із заздалегідь відомими координатами (рис. 1).

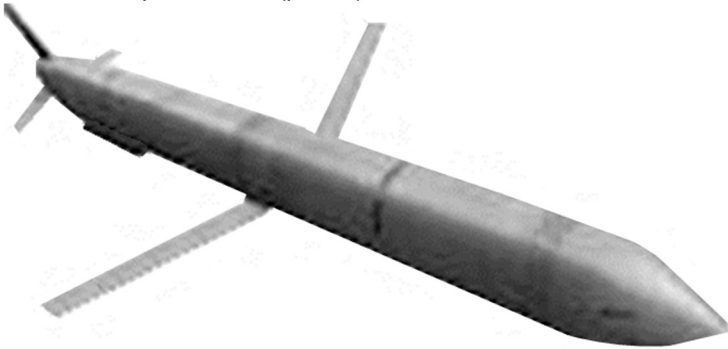


Рис. 1. Загальний вигляд крилатої ракети Х-101

КР Х-101 застосовується в складі авіаційного ракетного комплексу, до складу якого входять:

– літак-носіє;

- система керування зброєю літака-носія;
- навігаційні системи літака-носія;
- система підготовки пуску;
- пускові пристрої (різної конструкції для різних літаків-носіїв);
- власне КР – Х-101;
- програмне забезпечення літака-носія з картою польоту і точками пуску;
- програмне забезпечення КР з картою польоту і образами зон корекції;
- бортова і наземна контрольно-вимірювальна апаратура, станція наземного обслуговування.

Пуск КР Х-101 з літака-носія здійснюється без входження в зону ППО противника. КР Х-101 може отримувати комплексну інформацію і за маршрутом, і за координатами цілі. КР Х-101 має змінюваний профіль польоту як по висоті (від 30-70 м до 6 000 м), так і за напрямком. Польотне завдання вноситься до бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) КР під час передпольотної підготовки.

Конструкція КР Х-101 – низькоплан класичної аеродинамічної схеми (крило розташовано нижче горизонтальної площини, що проходить через поздовжню вісь фюзеляжу ракети) зі зниженою статичною аеродинамічною стійкістю.

Конструкція оперення трьох пір'яве з цільноповоротними консолями.

Двигун КР Х-101 малогабаритний, газотурбінний, розташований в хвостовій частині корпусу і в автономному польоті випускається назовні, до низу відносно корпусу.

Основні технічні характеристики КР Х-101 наведені в таблиці 1.

Таблиця 1

Основні технічні характеристики КР Х-101

Параметр	Значення
Довжина, м	7,45
Діаметр корпусу, м	0,742
Розмах крила, м	4,3
Стартова вага, кг	2 200-2 400
Маса бойової частини, кг	400
Тип бойової частини	осколково-фугасна, проникаюча або касетна
Маса палива, кг	1 250
Швидкість, м/с, крейсерська	200
Швидкість, м/с, максимальна	270
Максимальна дальність, км	5 000-5 500 (за різними даними)
Профіль польоту	змінний за висотою й напрямком
Висота польоту, м	від 30 до 6 000
Ефективна площа розсіювання, м ²	0,01 (оціночна)
Система наведення	інерціальна+

Параметр	Значення
	система корекції за рельєфом місцевості+ оптико-електронна система корекції за оптичним зображенням місцевості (цілі)+ супутникова навігаційна система (ГЛОНАСС/GPS)
Силова установка	турбореактивний двоконтурний двигун типу ТРДД-50А
Точність наведення, м	6-10
Носії	Ту-160 (12 ракет у двох внутрішніх відсіках) Ту-95МС (8 ракет на зовнішній підвісці)

У транспортному положенні і в польоті під літаком-носієм оперення складається в бік, крило складається симетричним поворотом консолей крила під корпус (у середній частині), а двигун прибирається всередину корпусу ракети.

До складу КР Х-101 входять наступні основні складові і системи:

- 1) планер;
- 2) силова установка;
- 3) система охолодження;
- 4) бортова система управління;
- 5) система прийому статичного тиску;
- 6) бойова частина;
- 7) електрообладнання.

ПЛАНЕР КР Х-101 складається: корпус, крило і оперення.

Корпус КР Х-101 – зварної конструкції, обшивка корпусу виконана з алюмінієвих сплавів (АМг6).

В конструкції переднього обтічника, крила і оперення використовується склотекстоліт.

Зовнішня поверхня планера покрита світло-сірою емаллю, а центральна частина корпусу пофарбована в зелено-сірий колір. КР Х-101, яка призначена для проведення випробувальних (контрольно-льотних) польотів має червоний окрас планеру.

Корпус КР Х-101 тригранного (трикутного) перерізу із закругленими гранями і збільшеним діаметром фюзеляжу ніж у крилатих ракет повітряного базування подібного класу – Х-55 різних модифікацій.

Конструктивно корпус складається з набору рам і гладкої обшивки й ділиться на три частини (рис. 2,3):

- I – відсік наведення;
- II – паливно-агрегатний відсік;
- III – хвостовий відсік.

Стики відсіків – клино-шпонкові.

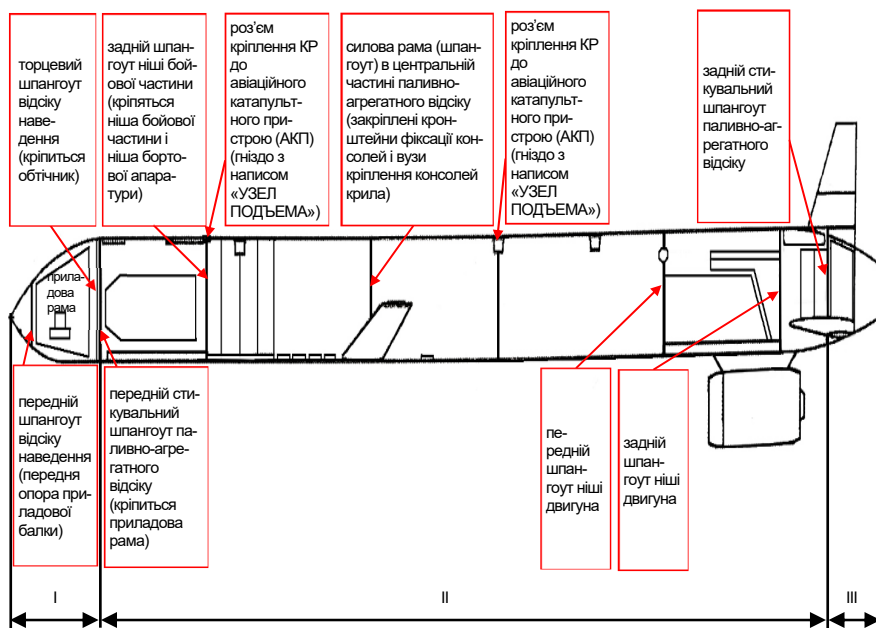


Рис. 2. Конструктивний поділ корпусу КР Х-101 на відсіки

До складу відсіку наведення входять:

- передній (головний) обтічник;
- передня рама (шпангоут);
- стикова рама (торцевий шпангоут);
- приладова рама;
- апаратура наведення.

Передній (головний) обтічник виконаний радіопоглинаючим для зменшення ефективної відбивної поверхні ракети. Обтічник – тришарової конструкції, що складається із зовнішньої і внутрішньої обшивок, виготовлених з склотекстоліту (склопластик), між якими розміщується радіопоглинаючий наповнювач.

Головний обтічник кріпиться до торцевого шпангоуту за допомогою заклепок, що встановлено у два ряди. Матеріал торцевого шпангоуту – алюмінієвий сплав АМгб.

У носовій частині обтічника наявна рама (шпангоут), яка є передньою опорою приладової балки апаратури бортової системи управління (далі – БСУ).

Для зливу конденсату, який створюється із парів охолоджуючого повітря, в обшивці обтічника виконано отвір.

Також у носовій частині обтічника вмонтований уловлювач під приймач повного тиску апаратури системи виміру баровисоти і втулка з отвором під датчик температури гальмування апаратури БСУ.

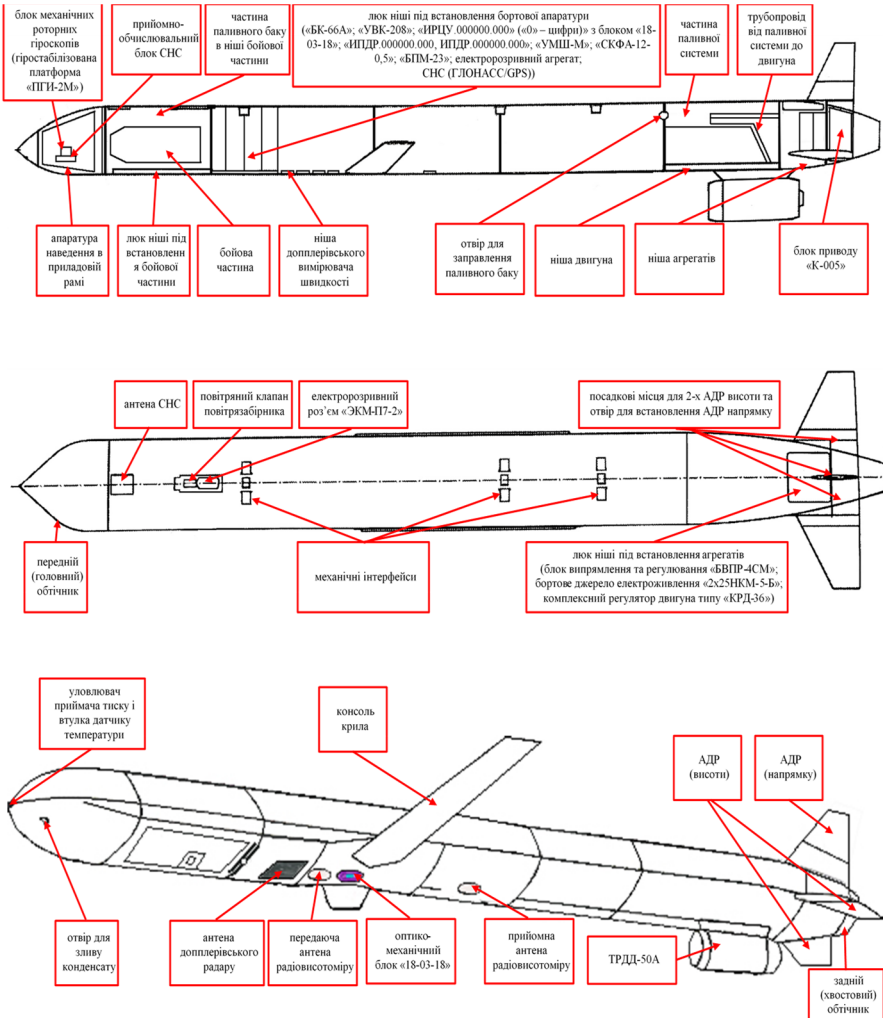


Рис. 3. Компонувальна схема крилатої ракети X-101

Приладова рама «МП-ЗА3-А» розміщується всередині відсіку наведення та кріпиться до переднього стикувального шпангоута паливно-агрегатного відсіку за допомогою болтового з'єднання (4 болти). Приладова рама виконана із алюмінієвого сплаву АМгб. На приладовій рамі закріплені наступні прилади (апаратура наведення):

- блок живлення «БП-45-1М»;
- блок демпфуючих гіроскопів «БДГ-1М»;

- блок механічних роторних гіроскопів (гіростабілізована платформа) «ПГИ-2М»;
- блок радіовисотоміру «БА-080-01»;
- блок вбудованого контролю «БВК-15М»;
- блок корекції «БК-59»;
- блок підсилювачів «БУ-36»;
- обчислювальна система літаководіння «ВСС-1-04»;
- терморегулятор «Т-37М»;
- система вимірювання повітряного тиску «СИВД»;
- ФРП-2М.

Торцевий шпангоут кріпиться до корпусу паливно-агрегатного відсіку болтовим з'єднанням (7 болтів) та 5 напрямних штирів.

Паливно-агрегатний відсік представляє собою обичайку складної форми, близької до трикутної, із заокругленими гранями, шириною 742 мм та висотою 540 мм, з алюмінієвого сплаву АМгб, яка кріпиться набором силових рам (шпангоутами, стрингерами) і поперечними балками.

Паливно-агрегатний відсік призначений для розміщення в ньому палива в паливному баку і має ряд герметичних ніш для розміщення в них:

1) бойової частини (ніша утворена переднім стикувальним і заднім шпангоутами, стрингерами й обшивкою та підкріплена ребрами; внутрішня поверхня ніші теплоізолювана і вкрита ґрунтом).

2) бортової апаратури (ніша розміщується позаду ніші БЧ, утворена заднім шпангоутом ніші БЧ, обшивкою й силовим набором (5 шпангоутів і 2 стрингери)):

- блок корекції «БК-66А»;
- «УВК-208»;
- оптико-електронна система корекції за рельєфом місцевості «ИРЦУ. _ _ _ _ _» («_» – цифри) з оптико-механічним блоком «18-03-18»;

– доплерівський вимірювач швидкості та зносу «ИПДР.000000.000, ИПДР. _ _ _ _ _» («_» – цифри);

- малощумний підсилювач «УМШ-М»;
- агрегат запалювання «СКФА-12-0,5»;
- «БПМ-23»;
- електророзривний агрегат з електророзривним роз'ємом «ЭКМ-П7-2» для зв'язку з авіаційним катапультним пристроєм (АКП) (установлений в ніші зверху разом з повітрязабірником над нішею бойової частини);

– апаратура споживачів інформації супутникових навігаційних систем (ГЛОНАСС/GPS);

3) радіовисотоміру;

4) передаючої і прийомної антен радіовисотоміру «АГ-080-01» (знизу корпусу по осі симетрії: передаюча антена за антеною доплерівського радара, прийомна антена за центральною частиною відсіку);

5) антени супутникової навігації «_ _ _ _ _» (ніша розташована у верхній частині корпусу) («_» – цифри);

6) антени доплерівського радару (ніша розташована в нижній частині корпусу за нішею бортової апаратури);

7) повітрязабірника і повітряного клапану (встановлені зверху над нішею бойової частини);

8) бортової кабельної мережі;

9) крила (в центральній частині відсіку);

10) турбореактивного двоконтурного двигуна «ТРДД-50А»;

11) пристрою кріплення й випуску двигуна;

12) комплексного регулятора двигуна «КРД-36» (різних модифікацій).

13) бортового джерела електроживлення «БДЕЖ 2х25НKM-5-Б»;

14) блок випрямлення та регулювання «БВПР-4СМ»;

15) блок виміру статичного тиску.

Паливно-агрегатний відсік навколо ніш представляє собою паливний бак складної конструкції, який розділений на дві частини заднім шпангоутом ніші бойової частини (далі – БЧ).

Для забезпечення центрування у разі вироблення палива й для демпфування коливань палива, паливно-агрегатний відсік має ряд герметичних і негерметичних перегородок.

У паливно-агрегатному відсіку наявні дві силові рами для підвищування на літак-носії (задній шпангоут ніші БЧ, силовий шпангоут паливно-агрегатного відсіку), для чого у верхній частині силових рам по осі симетрії наявні гнізда під штирі літака-носія, ці ж гнізда виконують роль такелажних вузлів під час наземного обслуговування. По осі симетрії однієї з силових рам знизу наявне гніздо під штир транспортуючої теліжки. Всі гнізда закриваються підпружиненими втулками (пробками).

БЧ кріпиться до стрингерів за допомогою 4-х кріпильних елементів (болтів або шпильок). У ніші БЧ також розміщені два прилади бортової апаратури: УВК-208 і БК-66А.

У передній частині паливно-агрегатного відсіку розташована циліндрична ніша зі сплавів АМг6 і АМг3 для розміщення в ній БЧ. Ніша закріплена до рам (шпангоутів) відсіку зваркою та клепою.

У центральній частині паливно-агрегатного відсіку наявна силова рама (шпангоут) на якій закріплені кронштейни фіксації консолей крила в розкладеному положенні й виконані вузли кріплення консолей крила.

Комунікації у відсіку прокладені в трубі.

У задній частині між двома силовими рамами (передній і задній шпангоути) виконана ніша зі стулками для розміщення в ній двигуна. Двигун кріпиться у ніші за допомогою двох опор та має два положення – пускове (двигун складений усередині корпусу) та польотне (двигун випущено за межі корпусу). Також тут розміщені вузли кріплення передніх важелів механізму випуску двигуна, задні вузли навішування механізму ступок, вузол фіксації двигуна в робочому положенні. Для зменшення аеродинамічного опору ніша двигуна закривається двома стулками, що через систему тяг поєднані з пристроєм кріплення й випуску двигуна.

Для підходу до упорів двигуна, до електрозапальнику розфіксації двигуна і вузлам механізму випуску двигуна по обом бортам відсіку наявні

лючки: «Фиксатор верхнього положення двигателя», «Упор двигателя», «Расфиксатор двигателя», «Подъем и выпуск двигателя», що закриваються кришками на болтах.

Перед переднім шпангоутом ніші двигуна встановлено частину паливної системи, що кріпиться до переднього шпангоута ніші двигуна за допомогою болтового з'єднання й фіксується за допомогою хомута.

У передньому шпангоуту ніші двигуна виконано отвір для заправлення паливного баку. У паливному баку навколо ніші двигуна розміщуються кабельний жолоб і трубопровід від паливної системи до маршового двигуна.

За нішею двигуна, між заднім шпангоутом ніші двигуна і заднім стикувальним шпангоутом, розміщується ніша агрегатів, у якій розміщуються:

- блок випрямлення та регулювання «БВПР-4СМ»;
- бортове джерело електроживлення «БДЕЖ 2х25НKM-5-Б»;
- комплексний регулятор двигуна «КРД-36» (різних модифікацій).

Для доступу до агрегатів у верхній частині корпусу виконано люк, що закривається кришкою.

До заднього стикувального шпангоуту паливно-агрегатного відсіку кріпиться корпус хвостового відсіку і привод аеродинамічних рулів (далі – АДР) (шифр К-005).

Хвостовий відсік представляє собою обичайку зрізаного конуса (корпус) і має приплюснуту грушоподібну форму. Хвостовий відсік кріпиться до заднього стикувального шпангоуту паливно-агрегатного відсіку й складається з:

- апаратурного відсіку;
- АДР:

1. Вертикальна консоль – руль напрямку (кіль);
 2. Горизонтальні консолі – рулі висоти;
- хвостового обтічника.

У апаратурному відсіку розміщуються:

- блоки електрообладнання;
- агрегати автономної рульової системи – блок приводу АДР (шифр К-005).

Ззовні на обшивку хвостового відсіку нанесено шар полімерного (гумового) покриття.

Вали АДР висоти встановлюються в посадкові місця, а вал АДР напрямку в отвір, що виконані в задньому стикувальному шпангоуті паливно-агрегатного відсіку.

Хвостовий обтічник виконаний у формі зрізаного конуса з вентиляційними отворами, який служить для підвищення ефективності хвостового оперення ракети.

Крило КР Х-101 малої стрілоподібності великого подовження, двохконсольне, неметалеве. Основним силовим елементом консолі крила є лонжерон коробчастого перерізу з приводом повороту, довжиною близько 1,7 м. Обшивка крила КР Х-101 виконана з композитного матеріалу, в якості наповнювача застосовується пінопласт. Коренева частина лонжеронів виконана у вигляді вузлів повороту з вушками, за якими консолі крила шарнірно закріплені на рамі корпусу.

Оперення КР Х-101 знаходиться в хвостовій частині ракети і складається з трьох стабілізаторів: 1-ої консолі вертикального оперення (напрямку) і 2-х консолей горизонтального оперення (висоти). Дві консолі висоти мають однакову геометрію – трапецієподібну форму й встановлені симетрично щодо поздовжньої осі ракети. Стабілізатори оперення – поворотні, які забезпечують керування і стабілізацію за курсом і тангажу та стабілізацію по крену за сигналами керування. Тобто виконують функцію АДР. Осі АДР змонтовані в стаканах рульового приводу.

АДР складається зі стаціонарної й поворотної частин. Стаціонарна частина АДР складається з валу, механізму фіксації, передньої, центральної та задньої частини консолі АДР. Передня й задня частини аналогічні за конструкцією та складаються з лонжерону (сталь), двох нервюр (композиційний матеріал), наповнювача й обшивки (склопластик).

Поворотна частина АДР складається з вузлу кріплення, лонжерону, наповнювача й обшивки.

Система розкладання руля складається з блоку розкладання, корпус якого є вісю повороту руля й сережки, що з'єднує шток блоку розкладання з поворотною частиною.

Для забезпечення повороту АДР, відповідно до команд системи управління, застосовується гідравлічний блок приводу АДР (шифр К-005), розташований в крайній задній точці ракети, за яким розташовується хвостовий обтічник.

До складу блоку приводу АДР (шифр К-005) входять: корпус приводу, ємність з гідравлічною рідиною, балон наддування з азотом, високооборотний електричний двигун, два вали приводу рулів напрямку з тягами повороту, вал приводу руля висоти та інші електромеханічні елементи.

Силова установка КР Х-101 призначена для створення потрібної тяги, необхідної для забезпечення польоту ракети і живлення бортової мережі ракети електроживленням у автономному польоті. До складу силової установки входять:

- турбореактивний двоконтурний двигун ТРДД-50А;
- система випуску двигуна;
- паливна система.

ТРДД-50А – турбореактивний двоконтурний двигун одноразового застосування. Призначений для установки на дозвукових літальних апаратах. Основні характеристики: максимальна тяга – 450 кгс, питома витрата палива на максимальному режимі – 0,71 кг/кгс·год, діаметр – 330 мм, довжина – 850 мм, суха маса – 82 кг, максимальний час роботи – 1-2 год.

ТРДД-50А випускається з корпусу паливно-агрегатного відсіку ракети за допомогою пристрою кріплення й випуску двигуна.

У транспортному положенні двигун розміщується в ніші паливного відсіку і шарнірно з'єднаний з механізмом випуску двигуна (гондола) через пілон, який є складовою частиною двигуна. Система випуску двигуна призначена для переведення двигуна в робоче положення і складається з механізмів і блоків випуску двигуна, а також фіксаторів двигуна в робочому і транспортному положеннях.

Випуск двигуна здійснюється перед сходом ракети із утримувача, для чого системою випуску двигуна здійснюється наступне: відкриваються стулки відсіку, одночасно висувається двигун і у випущеному положенні встає на замок, стулки при цьому закриваються.

Запуск двигуна здійснюється після відчіплення від носія за командою, яка поступає з БСУ і комплексного регулятора двигуна (далі – КРД), керування двигуном у автономному польоті здійснюється автоматично за сигналами, які поступають з БСУ, в КРД. Режим роботи двигуна може змінюватися в залежності від величини управляючого сигналу, від максимального до мінімального.

Паливна система призначена для розміщення необхідної кількості палива і забезпечення безперервного постачання його у двигун з потрібним тиском. Паливна система складається з:

- паливного бака (вбудовані баки, замість конформних накладних баків, як, наприклад, в КР Х-55СМ);
- системи забору палива;
- системи наддуву.

Паливний бак – це частина паливно-агрегатного відсіку, розділена герметичними перегородками. Для розвантаження бака від надлишкового тиску у разі зміни температури палива при зберіганні і зміни зовнішнього тиску зі зміною висоти польоту застосовується відповідний компенсаційний мішок виготовлений з резини. Для сполучення з атмосферою в мішку наявний отвір у ковпачку. Мішок встановлений і закріплений шомполами на кронштейнах у відсіку.

Система забору палива включає: блок подачі палива, переливні трубопроводи другого і третього відсіків, трубопроводи дренажу і наддуву баку і трубопровід заправки і зливу палива.

Блок подачі палива складається з електронасосу «ЭЦН-0,5», фільтруючого елементу, зворотного клапану, монтажного корпусу, кришки блоку, кожуха фільтру, дифузора з гайкою, трубопроводу наддуву акумулятору та паливного трубопроводу.

Система наддуву забезпечує потрібний рівень тиску в баку і перевищення тиску в повітряній системі акумулятора над тиском у баку, що потрібно для нормальної роботи акумулятора. До складу системи входять: клапан пуску з електрозапалювачем «ЭВП», блок наддуву і трубопроводи наддуву.

Заправка ракети паливом здійснюється через заправний кран у разі відкритих дренажних кранах баку і магістралі (у разі зняття кришки клапану переливу). Злив палива здійснюється також через заправний кран.

У якості палива використовується паливо Т-10 (децилін), резервне паливо – Т-6. У ракеті також передбачено використання високоенергетичного синтетичного палива Т-11 (високотоксичне).

Бортова система охолодження призначена для забезпечення необхідного теплового режиму апаратури системи управління й БЧ у спільному з літаком-носієм і автономному польотах та за оптичним зображенням місцевості (цілі).

Бортова система охолодження складається з:

- системи охолодження носового відсіку;
- системи охолодження хвостового відсіку.

Система охолодження носового відсіку призначена для забезпечення необхідного теплового режиму в ніші бойової частини в спільному з літаком-носієм і автономному польотах і в носовому апаратурному відсіку спільному з літаком-носієм і автономному польотах .

Система охолодження носового відсіку складається з:

- повітряного клапана;
- повітрязабірника;
- вологовідділювача;
- повітроводів і трубки.

У автономному польоті в разі досягнення в передньому обтічнику середньої температури $(30 \pm 10)^\circ\text{C}$ за командою від БСУ спрацьовує піромеханізм повітрязабірника і він відкривається, повітряний клапан закривається.

Система охолодження хвостового відсіку служить для забезпечення необхідного теплового режиму в хвостовому апаратурному відсіку ракети.

Система охолодження хвостового відсіку складається з повітрязабірника, встановленого на правому борту.

БСУ представляє собою комплексну, на базі інерціальної, систему навігації і автоматичного управління з корекцією за рельєфом місцевості.

БСУ забезпечує:

- прийом від апаратури системи управління підготовкою і пуском літака-носія і зберігання просторово-часових координат поворотних і проміжних пунктів маршруту, інформації про поле рельєфу місцевості і вигляд місцевості (цілі) в зонах польоту;
- навігацію, стабілізацію і управління ракетою в автономному польоті;
- видачу команд у бойову частину, електрообладнання, систему регулювання двигуном;
- політ за заданим маршрутом.

До складу БСУ входять:

- система навігації з корекцією за рельєфом місцевості (баровисотомір, радіовисотомір); з корекцією по оптичному зображенню місцевості (цілі) (оптико-електронна система корекції «ИРЦУ._____» («_» – цифри); з корекцією за сигналами супутникової навігаційної системи (апаратура споживачів інформації супутникових навігаційних систем (ГЛОНАСС/GPS);
- система автоматичного управління;
- бортова цифрова обчислювальна машина (БЦОМ).

У основі принципу дії БСУ лежить інерціально-доплерівський метод виміру швидкості і числення координат з наступною корекцією координат:

- за сигналами супутникової навігаційної системи;
- у спеціальних зонах – на основі екстремальної обробки інформації щодо поля рельєфу місцевості, що відповідає істинному місцезнаходженню ракети та із застосуванням алгоритмів кореляційно-екстремальних методів порівняння поточного й еталонного зображень місцевості.

За наявності розбіжності заданого й істинного місцезнаходження ракети, БСУ виробляє сигнали керування на двигун і автономну рульову систему.

До складу системи навігації входять:

- інерціальна навігаційна система з гіростабілізованою платформою (ПГИ–2М);
- система пам'яті й обробки картографічної інформації;
- радіовисотомір;
- система виміру баровисоти;
- апаратура споживачів інформації супутникових навігаційних систем (ГЛОНАСС/GPS) (СН-99);
- доплерівський вимірник швидкості та зносу (ДВШЗ);
- оптико-електронна система корекції з корекцією за оптичною зображенню місцевості (цілі) ««ИРЦУ. _____» (« _ » – цифри).

Інерціальна навігаційна система з гіростабілізованою платформою ПГИ-2М являє собою механічний тривісний гіростабілізатор у кардановому підвісі.

Апаратура споживачів супутникових навігаційних систем СН-99 призначена для видачі в систему управління поточних значень координат (широта, довгота, висота), проєкцій вектору (трьох складових) швидкості крилатої ракети, поточного часу за сигналами супутникових навігаційних систем ГЛОНАСС і GPS за маршрутом польоту ракети незалежно від метеорологічних умов.

У складі навігаційної системи, доплерівський вимірник швидкості й кута зносу (далі – ДВШЗ) забезпечує виміри складової вектору швидкості й кута зносу КР – для здійснення контролю швидкості та прискорень. У ДВШЗ застосовуються фазовані антенні решітки (ФАР), робоча частота – не більш 40ГГц.

Висновки. Таким чином, у статті на основі узагальнення експертної практики досліджень відділу вибухотехнічних досліджень та досліджень ракетної, артилерійської зброї лабораторії військових досліджень КНДІСЕ визначені особливості будови стратегічної крилатої ракети Х-101.

Зазначені дані рекомендується використовувати під час проведення експертиз ракетної зброї для ідентифікації й опису об'єктів дослідження.

Перелік посилань

1. Висікан О., Капустяк В. Актуальні питання судової експертології, криміналістики і кримінального процесу. *Актуальні питання судової експертології, криміналістики та кримінального права* : зб. матеріалів Міжнар. наук.-практ. конф. Київ: Ліра-К, 2019. С. 89-95.
2. Орлова В. Відразу ховайтеся в укриттях: названо головну загрозу ракетубивць РФ Х-101/55-555. *УНІАН 14.25 02.05.2023* URL: <https://www.unian.net/>

References

1. Vysikan, O., Kapustiak, V. (2019). Current issues of forensic expertise, criminology and criminal process. *Topical issues of forensic expertise, criminology and criminal law: proceedings of the international scientific and practical conference*. Kyiv. P. 89-95 (in Ukrainian)
2. Orlova, V. (2023). Immediately hide in shelters: the main threat of the russian X-101/55-555 killer missiles have been named. *UNIAN 14.25*. Retrieved from:

- weapons/h-101-55-555-nazvana-glavnaya-ugroza-raket-ubiyc-rf-srazu-pryachtes-v-ubezhishchah-12241659.html. (дата звернення 04.05.2023).
3. Альбом методичних матеріалів з ідентифікації засобів ураження повітряного базування. ЦНДІ О та ВТ ЗС України МО України. Київ, 2022. 74 с.
4. Крилата ракета класу «повітря-поверхня» X-101. Технічна довідка. Результати дослідження крилатої ракети X-101. X-101.22.8893.103 ДТ. ДП «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», 2022. 72 с.
5. Рамшов Д. В., Сурков О. М., Бондаренко Є. О. Методичні рекомендації щодо ідентифікації крилатих ракет. Київ, 2022. 49 с.
6. Ракета X-55. Техническое описание изделия 9-A2357.120.0000.000 ТО. Москва : Воениздат, 1983.
- <https://www.unian.net/weapons/h-101-55-555-nazvana-glavnaya-ugroza-raket-ubiyc-rf-srazu-pryachtes-v-ubezhishchah-12241659.html> (access date 04.05.2023) (in Ukrainian).
3. An album of methodical materials on the identification of means of defeating air bases. Central Research Institute of Armaments and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine. Kyiv. 2022. 74 p. (in Ukrainian).
4. X-101 air-to-surface cruise missile. Technical help. Research results of the X-101 cruise missile. X-101.22.8893.103 DT. State Enterprise «Design Bureau of M. K. Yanhel «Southern». 2022. 72 p. (in Ukrainian).
5. Ramshov, D. V., Surkov, O. M., Bondarenko, Ye. O. (2022). Methodological recommendations for the identification of cruise missiles. Kyiv. 49 p. (in Ukrainian).
6. Rocket X-55. Technical description of the product 9A2357.120.0000.000 TO. Moscow. 1983 (in russian).

TO THE STUDY OF STRATEGIC CRUISE MISSILES X-101

V. Munchak
O. Vysikan
O. Stepaniuk
Yu. Maznychenko

According to existing provisions, the examination of missile weapons is a set of expert research activities aimed at studying missile and jet weapons, as well as their components (mechanisms, assemblies, etc.) and their interaction in order to obtain reliable information about the objects provided for research.

The article discusses some aspects of the research of missile weapons – strategic cruise missiles X-101, the relevance of which is due to their constant use in russia. Now russia is again carrying out massive missile strikes against Ukraine with X-101/55 missiles. The occupiers have changed tactics and prefer mainly strategic cruise missiles to destroy military installations and infrastructure.

At the same time, it should be borne in mind that until now there is no methodology for conducting an examination of artillery and missile weapons, and in the specialized literature there is only distinguishable data on missile weapons.

Based on the generalization of the expert research practice of the Explosive Research and Research of Rocket and Artillery Weapons Department of the Military Research Laboratory of the Kyiv Scientific Research Institute of Forensic Expertise, the structural features of the X-101 strategic cruise missile were determined. Considering that many experts do not have information on these missiles, the

material of this article will be used in the examination of missile weapons, namely, in the identification and description of research objects.

A missile weapons examination is a qualification examination, during which not only an object can be identified as a missile weapon, but it can also be determined what type or type of missile weapon the object belongs to, as well as how this weapon was manufactured.

The examination of missile weapons requires special knowledge in the field of missile and jet weapons (the structure/design features and properties of weapons, the procedure for handling and using them, ammunition for them, and the consequences of using them).

Keywords: missile, strategic missile, cruise missile, aviation missile system, glider, empennage