

# ОЗБРОЄННЯ ТА ВІЙСЬКОВА ТЕХНІКА

3(15)  
2017

НАУКОВО-ТЕХНІЧНИЙ ЖУРНАЛ

ЩОКВАРТАЛЬНИК  
ВИДАЄТЬСЯ З СІЧНЯ 2014 РОКУ

Керівник проекту,  
голова редакційної ради

**І.Б. Чепков,**

д-р техн. наук

Редакційна колегія:

**С.В. Лапицький,** д.т.н., гол. ред.  
(ЦНДІ ОВТ ЗСУ)

**М.І. Васьківський,** д.т.н., заст. гол. ред.  
(ЦНДІ ОВТ ЗСУ)

**В.В. Глебов,** д.т.н. (ХКБМ)

**А.С. Довгопалій,** д.т.н. (ЦНДІ ОВТ ЗСУ)

**В.В. Зубарев,** д.т.н. (ЦНДІ ОВТ ЗСУ)

**А.М. Зубков,** д.т.н. (НАСВ)

**О.П. Коростельов,** д.т.н. (ДержККБ «Луч»)»

**Д.Б. Кучер,** д.т.н. (ІВМС НУОМА)

**Д.П. Кучеров,** д.т.н. (НАУ)

**Б.М. Ланецький,** д.т.н. (ХНУПС)

**М.І. Луханін,** д.т.н. (ЦНДІ ОВТ ЗСУ)

**М.М. Мітрахович,** д.т.н.

(ДП «Івченко-Прогрес»)»

**Б.О. Оліярник,** д.т.н. (ЛНДРТІ)

**П.П. Чабаненко,** д.в.н., (ЦНДІ ОВТ ЗСУ)

**С.М. Гімбер,** секр. (ЦНДІ ОВТ ЗСУ)

Редакційна рада:

**Ю.А. Гусак,** д.в.н. (ВНУ ГШ ЗСУ)

**М.М. Шевцов** (ОЗСУ)

**Г.В. Певцов,** д.т.н. (ХНУПС)

**П.П. Ткачук,** д.іст.н. (НАСВ)

**І.В. Толок,** к.пед.н. (ДВОН МОУ)

**В.Б. Толубко,** д.т.н. (ДУТ)

**О.В. Харченко,** д.т.н. (ДНДІА)

Розглянуто та схвалено до друку

науково-технічною радою

ЦНДІ ОВТ ЗС України

(протокол № 9 від 14.09.2017)

Оригінальний макет виготовлено

Видавничим домом Дмитра Бураго

Адреса редакції:

Україна, 03049, м. Київ,

пр-т Повітрофлотський, 28

Тел.: (044) 271-0966

Факс: (044) 520-12-84

E-mail: cndi\_ovt@mil.gov.ua

Свідомство про державну реєстрацію

друкованого засобу масової інформації

серія КВ №20209-10009Р від 20.08.2013

Журнал входить до переліку наукових видань

Міністерства освіти і науки України

(наказ №7-дск від 30.09.2014)



## У НОМЕРІ

### ВОЄННО-ТЕХНІЧНА ПОЛІТИКА

*Павловський І. В., Чепков І. Б., Зубарев В. В., Смірнов В. О., Свєрзунов О. О.* Воєнно-технічна політика України: проблеми формування та реалізації в умовах кризових явищ та ресурсних обмежень . . . . . 3

### БРОНЕТАНКОВА ТЕХНІКА

*Бісик С. П., Чернозубенко О. В., Сливінський О. А., Схабицький В. Р., Корбач В. Г.* Порівняння ефективності підходів до числового моделювання пробиття ударником гомогенної перешкоди . . 8

### АРТИЛЕРІЙСЬКЕ ТА СТРИЛЕЦЬКЕ ОЗБРОЄННЯ

*Гурнович А. В., Трофименко В. Г., Кірчач Н. П.* Методичний підхід до пристрілювання автоматів АК-74 та АКМ з коліimatorним прицілом . . . . . 16

### ЗЕНІТНІ РАКЕТНІ КОМПЛЕКСИ

*Ланецький Б. М., Коваль І. В., Лук'янчук В. В., Лісовенко В. В., Доска О. М.* Загальні науково-методичні положення щодо організації та проведення робіт з продовження призначених показників зенітних керованих ракет. Оцінка техніко-економічної ефективності робіт . . . . . 21

### ОЗБРОЄННЯ ТА ОБЛАДНАННЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

*Герасимов С. В., Баранік О. М.* Вибір показників для оцінювання технічного стану авіаційного ракетного озброєння . . . . . 26

*Герасимов С. В., Журавльов О. О.* Оцінка коефіцієнта лобового опору снаряда методами поліноміальної апроксимації та інтерполяції координат центра мас на етапі льотно-конструкторських випробувань . . . . . 30

*Кисляк М. И., Митрахович М. М.* Использование акустических моделей при расчете ступени вентилятора турбореактивного двухконтурного двигателя . . . . . 35

### БЕЗПЛОТНІ АВАЦІЙНІ КОМПЛЕКСИ

*Зірка А. Л., Расстригін О. О., Сілков В. І.* Методика оцінки технічної досконалості безпілотного літального апарата за його основними льотно-технічними характеристиками при проведенні льотних випробувань . . . . . 40

*Бєляєв Д. М., Расстригін О. О., Кіссель П. І., Семенюк Р. П.* Науково-методичний апарат обґрунтування основних вимог до аеродинамічних та аеростатичних характеристик прив'язного аеростата мобільного аеростатного радіолокаційного комплексу виявлення маловисотних цілей . . . . . 45

*ЗАСОБИ ІНЖЕНЕРНОГО ОЗБРОЄННЯ*

*Абрамович А. О., Піддубний В. О., Гусяков О. М.* Вихрострумний пристрій з базою даних образів для ідентифікації типів металів прихованих об'єктів . . . . . 51

*ІНФОРМАЦІЙНІ СИСТЕМИ*

*Фриз П. В.* До проблеми управління процесом космічних спостережень заданих районів землі при вирішенні оперативних завдань . . . . . 57

*ВИРОБНИЦТВО, МОДЕРНІЗАЦІЯ, РЕМОНТ*

*Шишанов М. О., Шевцов М. М., Чеченкова О. Л.* Методологічні основи структурного синтезу систем відновлення озброєння та військової техніки угруповання військ . . . . . 66

*ВИПРОБУВАННЯ, ПОЛІГОННО-ВИПРОБУВАЛЬНІ КОМПЛЕКСИ*

*Дзисюк О. В., Бойко В. М., Гаврилов А. Б., Рондін Ю. П., Коломійцев О. В.* Пропозиції щодо побудови систем траскторних вимірювань та єдиного часу для мобільного полігонного вимірювально-обчислювального комплексу . . . . . 71

*ЗБРОЯ НА НЕТРАДИЦІЙНИХ ПРИНЦИПАХ*

*Величко О. Ф., Гриб Д. А., Демидов Б. О., Луханін М. І.* Проблемні аспекти інтеграції нетрадиційних видів озброєння до складу перспективної системи озброєння збройних сил держави . . . . . 77

*ІНФОРМАЦІЯ* . . . . . 84

*РЕЗЮМЕ* . . . . . 87

# WEAPONS AND MILITARY EQUIPMENT

3(15)  
2017

SCIENTIFIC JOURNAL

QUARTERLY  
PUBLISHED SINCE JANUARY 2014

## TABLE OF CONTENTS

### MILITARY TECHNICAL POLICY

*Pavlovsky I. V., Chepkov I. B., Zubarev V. V., Smirnov V. O., Sverhunov O. O.* Military-technical policy of Ukraine: problems of formation and implementation in the conditions of the crisis phenomena and resource limitations ..... 3

### ARMORED VEHICLES

*Bisyk S. P., Chernozubenko O. V., Slivinskiy O. A., Shabitskiy V. R., Korbach V. G.* Comparison of the efficiency of approaches to numerical simulation of percussion by a homogeneous obstacle ..... 8

### ARTILLERY WEAPONS & SMALL ARMS

*Hurnovych A. V., Trofymenko V. H., Kirkach N. P.* Methodological approach to zeroing of AK74 and AKM assault rifles with collimator sight ..... 16

### AIR DEFENSE SYSTEMS

*Lanetskiy B. M., Koval I. V., Lukianchuk V. V., Lisovenko V. V.* General scientific and methodical statements on organization and conducting works for extension assigned measures of surface-to-air missiles. Estimation of technical and economic efficiency of works ..... 21

### AIRCRAFT ARMAMENT & FACILITIES

*Herasimov S., Baranic A.* Choice of indexes for evaluation of technical state of aviation rocket armament ..... 26

*Herasimov S., Zhuravlev O.* Estimation of coefficient of shell head-resistance by the methods of polynomial approximation and interpolation of coordinates of centre-of-mass on the stage of flying-designer tests ..... 30

*Kislyak M. I., Mitrokhovich M. M.* Using acoustic analogy in calculation of turbofan fan stage ..... 35

### UAV

*Zirka A., Rasstrigin O., Silkov V.* Methodology for assessing the technical maturity of an unmanned aerial vehicle based on its main flight performance characteristics during flight tests ..... 40

*Bieliaiev D. M., Rasstrigin O. O., Kisiel P. I., Semeniuk R. P.* Scientific and methodological substantiation of the main requirements to aerodynamic and aerostatic characteristics of kytoon of a mobile balloon radiolocation complex for the identification of low altitude targets ..... 45

### ENGINEERING EQUIPMENT

*Abramovych A. O., Pidubnyi V. O., Guslyakov O. M.* Eddy current device with the database, which contains different samples of metals, to identify them in the hidden objects ..... 51

### INFORMATION SYSTEMS

*Frees P. V.* To the problem of managing the process of cosmic observations of the landed earth regions while solving operational tasks ..... 57

### PRODUCTION, MODERNIZATION, MAINTENANCE

*Shyshanov M. O., Shevtsov M. M., Chechenkova O. L.* Methodological basis of structural synthesis of armament and military equipment recovery systems of the forces ..... 66

### TESTING, TEST SITES

*Dziszjuk A. V., Bojko V. N., Gavrilov A. B., Rondin Yu. P., Kolomijtsev A. V.* Proposals for development of trajectory measurement and universal time systems for mobile ground measuring-computer complex ..... 71

### UNCONVENTIONAL WEAPONS

*Velychko O. F., Hryb D. A., Demidov B. O., Luhanin M. I.* The problematic aspects of the integration of non-traditional types of weapons into the promising armament system of the armed forces ..... 77

INFORMATION ..... 84  
RESUME ..... 87

**Project Manager,  
Editorial Director**  
**Chepkov I.B.,**  
DEng

### Editorial Board:

*Lapytskiy S. V.*, DEng, Chief Editor (CRI WME AFU)  
*Vaskivskiy M.I.*, DEng, (CRI WME AFU)  
*Glebov V.V.*, DEng (KMDB)  
*Dovhopolyi A.S.*, DEng (CRI WME AFU)  
*Zubarev V.V.*, DEng (CRI WME AFU)  
*Zubkov A.M.*, DEng (Hetman Petro Sahaidachnyi NAA)  
*Korostelyov O.P.*, DEng ("SKDB"Luch")  
*Kucher D.B.*, DEng (NI NU "OMA")  
*Kucherov D.P.*, DEng (NAU)  
*Lanetskiy B.M.*, DEng (KNUAF)  
*Lukhanin M.I.*, DEng (CRI WME AFU)  
*Mitrakhovych M.M.*, DEng (SE Ivchenko-Progress)  
*Oliarynyk B.O.*, DEng (SE LRERI)  
*Chabanenko P.P.*, DScMil, (CRI WME AFU)  
*Himber S.M.*, secretary, (CRI WME AFU)

### Editors:

*Husak Yu.A.*, DScMil (MSD GS AFU)  
*Shevtsov M.M.* (AAFU)  
*Pyetsov H.V.*, DEng (KNUAF)  
*Tkachuk P.P.*, DSc (Hetman Petro Sahaidachnyi NAA)  
*Tolok I.V.*, Cand. Sc. (DMES MoD of Ukraine)  
*Tolubko V.B.*, DEng (SUT)  
*Kharchenko O.V.*, DEng (SRIA)

Reviewed and approved for publication by Science and Engineering Board (record No.9 of 14.09.2017)

Original dummy copy was made by Dmitry Burago Publishing House

### Editorial address:

Ukraine, 03049, Kyiv  
28, Povitroflotky Ave  
tel.: (044) 271-0966  
fax: (044) 520-12-84  
E-mail: cndi\_ovt@mil.gov.ua

Printed Medium State Registration Certificate serial No. KB 20209-10009R of 20.08.2013

Journal is in the list of scientific professional publications of the Ministry of Education and Science of Ukraine (order No.7-FOUO of 30.09.2014)



УДК 355.02: 355.44

**І. В. ПАВЛОВСЬКИЙ***(Міністерство оборони України, м. Київ),***І. Б. ЧЕПКОВ**, доктор технічних наук, професор,**В. В. ЗУБАРЄВ**, доктор технічних наук, професор,**В. О. СМІРНОВ**, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник*(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ),***О. О. СВЕРГУНОВ**, кандидат технічних наук, доцент*(Національний інститут стратегічних досліджень, м. Київ)*

## Воєнно-технічна політика України: проблеми формування та реалізації в умовах кризових явищ та ресурсних обмежень

*Проаналізовані проблемні питання формування та реалізації воєнно-технічної політики України в сучасних умовах кризових явищ та ресурсних обмежень. Визначені шляхи удосконалення воєнно-технічної політики держави для реалізації цілей та завдань оборонної реформи в Україні, а також забезпечення розвитку оборонно-промислового комплексу з урахуванням не тільки воєнної політики, а й державної промислової, наукової, інвестиційної та інноваційної політики. Запропоновані заходи щодо удосконалення законодавчої бази з реалізації проектів розробок та організації виробництва озброєння, військової та спеціальної техніки в рамках воєнно-технічної політики.*

*Проанализированы проблемные вопросы формирования и реализации воєнно-технической политики Украины в современных условиях кризисных явлений и ресурсных ограничений. Определены пути совершенствования воєнно-технической политики государства для реализации целей и задач оборонной реформы в Украине, а также обеспечения развития оборонно-промышленного комплекса с учетом не только воєнной политики, но и государственной промышленной, научной, инвестиционной и инновационной политики. Предложены меры по совершенствованию законодательной базы по реализации проектов разработок и организации производства вооружения, воєнной и специальной техники в рамках воєнно-технической политики.*

Оцінка стану безпеки і оборони, яка сформульована в Концепції розвитку сектору безпеки і оборони України [1], показує, що сучасний стан складових сектору безпеки і оборони не дає змоги забезпечити гарантоване реагування на актуальні загрози національній безпеці України. У той же час, слід зазначити, що в умовах кризових явищ ресурсів на реформування та розвиток сектору безпеки і оборони в Україні, особливо військово-технічне оснащення, з одного боку, потрібно дуже багато, а з іншого, їх мало.

За результатами комплексного огляду сектору безпеки і оборони з метою визначення основних напрямів реалізації воєнної політики України та розвитку сил оборони до кінця 2020 року було розроблено Стратегічний оборонний бюлетень (СОБ). Указом Президента від 6 червня 2016 року він введений в дію та став документом оборонного планування [2]. У СОБ визначено, що особливості проведення оборонної реформи в Україні обумовлені складною воєнно-політичною, оперативнотрагетичною та економічною ситуацією, яка склалася в Україні та навколо неї [2]. На основі СОБ була розроблена та затверджена Державна програма розвитку Збройних Сил України на період до 2020 року [3]. З урахуванням цілей та завдань Стратегії національної безпеки (2015 рік) та Воєнної доктрини (2015 рік) України вищезазначені документи (*Концепція розвитку сектору безпеки і оборони України, СОБ, Державна програма розвитку Збройних Сил України на період до 2020 року*) дозволили сформулювати основні положення нової державної воєнно-технічної (ВТП) та оборонно-промислової політики (ОПП), а також визначити шляхи їх реалізації. Кабінетом Міністрів України (КМУ) 30 березня 2016 року була затверджена Державна цільова оборонна програма розвитку озброєння та військової техніки (ОВТ) на період до 2020 року (ДПО-2020) [4]. На основі Концепції Державної цільової програми реформування та розвитку оборонно-промислового комплексу (ОПК) України на період до 2020 року, що була схвалена у січні 2016 року [5], КМУ 24 травня 2017 року затвердив Державну цільову програму реформування та розвитку оборонно-промислового комплексу до 2021 року [6].

Однак результати аналізу процесів розробки документів, їх затвердження та введення в дію показують, що в реалізації нової державної ВТП та ОПП виникає ряд проблем. Зокрема, терміни реалізації високотехнологічних проектів з розробок нових систем озброєння, військової і спеціальної техніки (ОВСТ) та налагодження їх серійного виробництва нині сягають десятки років, а необхідні обсяги фінансових ресурсів – сотні мільйонів доларів США, а в деяких випадках навіть десятки та сотні мільярдів доларів США [7–9]. Це обумовлює появу протиріч в Україні між цілями оборонної реформи та можливостями їх досягнення через особливості формування та реалізації ВТП (*довгостроковість проектів, велика їх вартість, наявність кризових явищ та ресурсних обмежень, відсутність певних технологій, кадрів тощо*).

Деякі питання з удосконалення формування та реалізації ВТП піднімалися на IV міжнародній конференції

«Проблеми координації воєнно-технічної та оборонно-промислової політики в Україні. Перспективи розвитку озброєння та військової техніки», що була проведена 12–13 жовтня 2016 року в рамках виставки «Зброя та безпека – 2016» [10].

**Метою** роботи є аналіз процесів формування та реалізації воєнно-технічної політики в умовах кризових явищ та ресурсних обмежень для можливого корегування цілей та завдань оборонної реформи в Україні, а також розвитку оборонно-промислового комплексу.

**Характеристика воєнно-технічної політики.** Рядом експертів та науковців ВТП розглядається як один із складників воєнної політики держави, як система науково обґрунтованих поглядів з питань розвитку ОВСТ та національної оборонної промисловості (ОП). Слід зазначити, що в США та інших країнах НАТО, в РФ, КНР, Індії, Бразилії, Туреччині ВТП реалізується не тільки для підтримки технічного оснащення збройних сил (ЗС) та інших військових формувань на рівні сучасних вимог, а й відіграє роль генератора наукових ідей, інновацій та розроблення нових технологій. ВТП використовується як один із головних інструментів практичної реалізації досягнень науково-технічного прогресу у воєнній сфері та промисловості. Тому від того, як в Україні буде здійснюватись ВТП, залежить і рівень технічного оснащення ЗС та інших військових формувань, і можливості ОПК, і ефективність військово-технічного співробітництва (ВТС), що, зрештою, визначить і спроможності самостійно забезпечити оборону держави [11].

Як зазначив заступник Міністра оборони України у 2016 році [12], з початком реформування системи оборонного планування в Україні у 2015 році та затвердженям Стратегії національної безпеки, Воєнної доктрини, Концепції розвитку сектору безпеки і оборони та СОБ України розпочався процес реорганізації Воєнної організації держави в Сектор безпеки і оборони. Завдяки цьому ДПО-2020 як документ середньострокового планування розвитку сектору безпеки та оборони за своїми цілями та змістом перетворилася на надзвичайно актуальний міжвідомчий документ. Це визначило надзвичайну актуальність створення нової методології формування та реалізації такої програми в рамках нової ВТП. Ця програма об'єднала в своєму складі заходи з розвитку ОВСТ та оснащення ними військових формувань ЗС та інших складових сил оборони України.

Виходячи з вищезазначених позицій, проаналізуємо існуючий стан формування та реалізації ВТП України. Нині в цій сфері існує ряд проблемних питань [10–12].

**По-перше,** суттєві протиріччя між наявними фінансово-економічними можливостями держави щодо фінансування програм розробок та виробництва ОВСТ та реальними потребами їх у ЗС та інших військових формуваннях. Для повного переозброєння ЗС, за попередніми підрахунками експертів, потрібно 400 млрд. грн. [13]. Таких грошей у нашій державі не буде. Навіть затверджені програми з розвитку ОВСТ не фінансуються. Наприклад, у ДПО-2020 визначені пріоритетні напрями розробки і створення сучасних високоефективних

систем озброєння. Однак уже у 2016 році були факти недофінансування цієї програми. Рада національної безпеки і оборони України на засіданні від 27 січня 2017 року [14] доручила уряду з урахуванням недофінансування державного оборонного замовлення (ДОЗ) у 2016 році відкоригувати ДПО-2020. До цього в середині січня 2017 року в ДК «Укроборонпром» заявили, що українські сили оборони не отримують сучасні танки «Оплот», бронемашини «Дозор-Б» та іншу новітню техніку через недофінансування [15].

**По-друге,** оборонна промисловість України спроможна забезпечити реальні потреби ЗС України з усієї номенклатури ОВСТ, за експертними оцінками, тільки на рівні до 3–10%. Однак у цих зразках ОВСТ присутня висока питома вага комплектуючих виробів, матеріалів і сировини виробництва компаній інших країн [10, 12]. Проблема з виготовленням снарядів для ствольної артилерії та боєприпасів до мінометів і стрілецької зброї взагалі досі не вирішена. На сьогодні для реактивних систем залпового вогню потреби вимірюються тисячами снарядів, для ствольної артилерії великих калібрів – десятками тисяч. Гранат і боєприпасів до стрілецької зброї знадобляться мільйони. Після втрати Луганського патронного заводу та двох донецьких підприємств, що виготовляли вибухівку, в Україні залишилися тільки підприємства в містах Шостка та Павлоград, де виробляють вибухові речовини та сумішеве паливо [13].

**По-третє,** відсутність в ОП та у замовників ОВСТ необхідної експериментальної та випробувальної бази з усієї номенклатури ОВСТ. На створення такої бази необхідні великі ресурси та час. Багато підприємств ОП та полігонної бази Україна втратила в Криму та на неконтрольованих територіях у Донецькій і Луганській обл. [13, 16]. Наприклад, в Україні існувало єдине конструкторське бюро радіозв'язку в Севастополі. Із його втратою виникла потреба створення нового вітчизняного підприємства, яке забезпечувало б ЗС та інші військові формування системами зв'язку з власними апаратними та програмними модулями.

**По-четверте,** велика втрата технологічного та кадрового потенціалу в ОП, що негативно позначається на реалізації необхідних проектів розробок та виробництва ОВСТ. Більшість підприємств мають застарілі основні виробничі фонди та технології (до 80%) та не мають ДОЗ. Наприклад, незначні обсяги замовлень з боку Міністерства оборони (МО) України не дозволяють збільшити темпи серійного виробництва танка «Оплот», який прийнятий на озброєння ЗСУ. Це негативно позначається на економічному стані Харківського заводу транспортного машинобудування ім. В. Малишева. У той же час, на думку експертів, новий зразок військової техніки має значення лише тоді, коли його серійно виготовляє ОП, коли ним оволодів особовий склад і він є в штатних розписах наших військ. В інших випадках його цінність для наших ЗС мала [13].

**По-п'яте,** недостатнє використання можливостей фундаментальної та прикладної науки, відсутність інноваційної системи в державі, неврегульованість питань інтелектуальної власності, захисту інвестицій. Тільки в

2016 та 2017 роках почалася налагоджуватися співпраця між МО та ГШ ЗС, з одного боку, та Національною академією наук України (НАНУ) і ДК «Укроборонпром», з другого боку. У 2016 році було укладено угоду про науково-технічне співробітництво між НАНУ та Державним концерном «Укроборонпром». У 2017 р. відбулося спільне засідання воєнно-наукової ради ЗС України та Президії НАНУ. Результатом спільної роботи наукових установ та промисловості стали в 2016–2017 роках випробовування 300-мм ракетного боєприпасу «Вільха», що запускається з реактивної системи залпового вогню «Смерч». Стрільби виявилися досить успішними. Активна робота над проектом триває. Головна інтеграційна роль у процесі належить ДержККБ «Луч» [13]. Однак таких прикладів розробок нових ОВСТ дуже мало.

**По-шосте**, неефективна нормативно-правова база з формування та реалізації ВТП та ОПП, навіть на законодавчому рівні. Так, КМУ не виконав ряд рішень РНБО України. Він тільки 24 травня 2017 року затвердив Державну цільову програму реформування та розвитку оборонно-промислового комплексу до 2021 року [17].

**По-сьоме**, розвал кооперації з виробництва ОВСТ з РФ та іншими країнами СНД, а також необхідність формування нової кооперації з компаніями ОП інших країн створили багато проблем в реалізації ВТП. Країни ЄС та НАТО мають принципово нові стандарти розробок, випробувань та виробництва ОВСТ, власну кооперацію ОП, інші системи державних оборонних замовлень, фінансування, інновацій, захисту інтелектуальної власності та контролю виробництва. Наприклад, у 2011 році Україна підписала контракт із французькою компанією SAGEM стосовно модернізації вертольота Мі-24. Однак контракт не був реалізований. В Україні вже 15 років поспіль працюють над модернізацією гелікоптерів, однак не довели до кінця жоден проект, не вдалося залучити ключові іноземні технології з виробництва окремих агрегатів та систем [13].

Таким чином, результати проведеного аналізу процесів формування та реалізації ВТП показують, що існує потреба розробки пропозицій з її удосконалення.

**Удосконалення воєнно-технічної політики в умовах кризових явищ та ресурсних обмежень для реалізації цілей оборонної реформи.** У рамках прийнятої державної ВТП вирішується ряд важливих проблем: формування стратегій, концепцій та програм розвитку ОВСТ; пошук нових технологій для створення в майбутньому інноваційних ОВСТ та виготовлення демонстраторів нових технологій або експериментальних зразків; фінансування НДР з обґрунтування вимог до нових ОВСТ та створення науково-технічних напрацювань; фінансування ДКР з розробок дослідних зразків ОВСТ; підготовка серійного виробництва та визначення обсягів закупівлі в задані терміни ОВСТ для ЗС та інших військових формувань; визначення методології фінансово-контрактних принципів взаємодії по лінії «замовник – виконавець» робіт ДОЗ, особливо при залученні приватного сектору ОП [18]. Тому на основі результатів вище проведеного аналізу проблемних питань стану ВТП України в умовах кризових явищ та

ресурсних обмежень для реалізації цілей оборонної реформи можливо сформулювати ряд пропозицій з її удосконалення.

**По-перше**, в рамках формування та реалізації ВТП доцільно розширити часові горизонти стратегічного планування заходів з реалізації проектів розробок та організації виробництва ОВСТ до 20–30 років, зокрема в Генеральному штабі ЗС України необхідно розширити часові горизонти щодо обґрунтування оперативного-стратегічних вимог до ОВСТ для ЗС України. Наприклад, у Франції постійно проводять НДР щодо прогнозування розвитку систем ОВСТ з горизонтом на 30 років. У США складаються програми та плани розвитку морських та авіаційних ОВСТ також на 30 років, що постійно корегуються відповідно до нових завдань, економічних можливостей та розвитку нових технологій. Тому запровадження в Україні довгострокового стратегічного планування ВТП дозволить ОП заздалегідь готуватись до розробок та виробництва нових ОВСТ у рамках ДОЗ.

**По-друге**, враховуючи складність реалізації проектів розробок та організації виробництва ОВСТ та й те, що останніми роками ДОЗ до 50% за обсягами фінансування виконував приватний сектор ОП України, доцільно забезпечити системність формування та реалізації ВТП з урахуванням не тільки воєнної політики, а й державної промислової, наукової та інвестиційної політики. Для цього необхідно здійснити заходи щодо удосконалення законодавства з реалізації проектів розробок та організації виробництва ОВСТ в рамках ВТП. КМУ доцільно прискорити розробку та подати на розгляд Верховній Раді України проект Закону України «Про створення та виробництво озброєнь і військової техніки». Для підвищення результативності впровадження інвестиційних та інноваційних механізмів в реалізації ВТП необхідно завершити роботу над проектом Закону України «Про режим інвестування в оборонно-промислову сферу України». Окрім того, необхідно розробити зміни до законів України «Про інноваційну діяльність» та «Про інтелектуальну власність».

**По-третє**, активізувати виконання завдань та заходів у сфері розвитку ВТС. Особливу увагу приділити правовому забезпеченню реалізації можливостей у сфері ВТС для суб'єктів господарювання (забезпечення самостійного експорту товарів військового призначення, що виробляються на підприємствах ОПК, незалежно від форми власності). Для посилення системності в здійсненні ВТС, розширенні його форм і методів, що знаходять широке застосування у світовій практиці (закупівля ліцензій на виробництво, лізинг, офсетні схеми тощо), а також для активізації співпраці й розвитку коопераційних зв'язків з розробок та виробництва ОВСТ з Європейським оборонним агентством ЄС, країнами-членами НАТО та іншими країнами не тільки державним підприємствам ОП, а й приватним, необхідно у Верховній Раді України спільно з КМУ прискорити доопрацювання та прийняття Закону України «Про військово-технічне співробітництво».

**По-четверте**, для удосконалення ВТП щодо впровадження інвестицій та інновацій при реалізації проектів

розробок та організації виробництва ОВСТ необхідно продовжити роботу щодо створення технологічних парків в ОПК, забезпечення умов їх функціонування із залученням установ НАНУ та підготувати пропозиції щодо перспективних об'єднань у їх складі дослідних інститутів, лабораторій, дослідних підприємств тощо, а також територій для їх розміщення.

В Україні нині є можливості створення до 5-ти кластерів, що включали би підприємства ОПК, наукові та освітні установи, для розробок та виробництва ОВСТ за визначеними напрямками.

### Висновки:

1. Результати аналізу стану формування та реалізації ВТП в Україні показують, що між цілями оборонної реформи та можливостями їх досягнення існують протиріччя через особливості формування та реалізації ВТП (*довгостроковість проектів, велика їх вартість, наявність кризових явищ та ресурсних обмежень, відсутність певних технологій, кадрів тощо*). Також змін підходів до формування та реалізації ВТП вимагає об'єктивна реальність: в останні роки (2015–2017 роки) ДОЗ за обсягами фінансування виконується до 50% приватним сектором ОП, для функціонування якого потрібні нові ринкові умови. Об'єктивно бізнес від інвестицій в ОП має отримувати прибуток.

2. Для удосконалення ВТП в умовах кризових явищ та ресурсних обмежень для реалізації цілей оборонної реформи доцільно розширити часові горизонти стратегічного планування заходів з реалізації проектів розробок та організації виробництва ОВСТ до 20–30 років. Такі ж вимоги для себе вимагає оборонна промисловість.

3. Враховуючи складність реалізації проектів розробок та організації виробництва ОВСТ, необхідно забезпечити системність формування та реалізації ВТП з урахуванням не тільки воєнної політики, а й державної промислової, наукової, інвестиційної та інноваційної політики. Для цього необхідно здійснити заходи щодо удосконалення законодавства з реалізації проектів розробок та організації виробництва ОВСТ в рамках ВТП.

4. Через відсутність в Україні замкнених циклів виробництва ОВСТ за більшістю необхідної номенклатури важливим фактором удосконалення ВТП є розвиток ВТС за напрямками:

експорту українських товарів військового призначення та подвійного використання, у тому числі за рахунок використання його нових форм і методів, що знаходять широке застосування у світовій практиці (продаж ліцензій на виробництво, лізинг, офсетні програми тощо);

забезпечення самостійного експорту товарів військового призначення, що виробляються на підприємствах ОПК, у тому числі приватної форми власності;

активізації військово-економічної співпраці з розвитку коопераційних зв'язків стосовно розробок та виробництва ОВСТ з Європейським оборонним агентством ЄС, країнами-членами НАТО та іншими країнами не тільки державних підприємств ОП, а й приватних.

5. Для удосконалення ВТП щодо впровадження інвестицій та інновацій при реалізації проектів розробок та організації виробництва ОВСТ необхідно удосконалити законодавство, зокрема: розробити та прийняти закони України «Про створення та виробництво озброєнь і військової техніки», «Про режим інвестування в оборонно-промислову сферу України», «Про військово-технічне співробітництво»; доопрацювати закони «Про інноваційну діяльність» та «Про інтелектуальну власність», якими забезпечити захист інвестицій, права на інтелектуальну власність, права виплати роялті, права експорту своєї продукції, якщо це не порушує законодавства України щодо експортного контролю.

### СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Концепція розвитку сектору безпеки і оборони України : введена в дію Указом Президента України від 14 березня 2016 року № 92/2016. URL: <http://zakon2.rada.gov.ua/laws/show/92/2016>.
2. Стратегічний оборонний бюлетень України ^ введений в дію Указом Президента України від 6 червня 2016 р. № 240/2016. URL: <http://www.president.gov.ua/documents/2402016-20137>.
3. «Про рішення Ради національної безпеки і оборони України від 29 грудня 2016 року «Про Державну програму розвитку Збройних Сил України на період до 2020 року»: указ Президента України від 22 березня 2017 року № 73/2017. URL: <http://www.president.gov.ua/documents/732017-21498>.
4. Державна програма розвитку ОВТ визначила цілі та стратегію переозброєння // Defence-ua. 16.11.2016. URL: <https://defence-ua.com/index.php/statti/1927-derzhavna-prohrama-rozvytku-ovt-vyznachyla-tsili-ta-stratehiyu-pereozbroynnya>.
5. Про схвалення Концепції Державної цільової програми реформування та розвитку ОПК на період до 2020 року : розпорядження КМУ від 20 січня 2016 р. № 19-р. URL: <http://zakon5.rada.gov.ua/laws/show/19-2016-%D1%80>.
6. Уряд затвердив Державну цільову програму реформування та розвитку ОПК України 2021. КМУ. 24.05.2017. URL: [http://www.kmu.gov.ua/control/publish/article?art\\_id=250010686](http://www.kmu.gov.ua/control/publish/article?art_id=250010686).
7. В Египет прибула головная НАПЛ класса «Тип-209/1400» // ЦАМТО. 21.04.2017. URL: <http://www.armstrade.org/includes/periodics/mainnews/2017/0421/093740634/detail.shtml>.
8. Мясников В. Австралия строит подводный флот // НВО. 02.02.2015. URL: [http://nvo.ng.ru/armament/2015-02-06/4\\_australia.html](http://nvo.ng.ru/armament/2015-02-06/4_australia.html).
9. Минобороны Бельгии объявило тендер на закупку новых истребителей // ЦАМТО. 20.03.2017. URL: <http://www.armstrade.org/includes/periodics/mainnews/2017/0320/090940058/detail.shtml>.
10. Рябець О. М., Борохвостов В. К. Перспективи розвитку озброєння та військової техніки: основні підсумки та завдання на майбутнє // Ukrainian Military

- Pages. 24.03.2017. URL: <http://www.ukrmilitary.com/2017/03/ovt.html>.
11. Бегма В. М., Свергунов О. О. Військово-технічна та оборонно-промислова політика України в сучасних умовах : аналіт. доп. / упоряд. В. М. Маркелов. К. : НІСД, 2013. 112 с.
  12. Державна програма розвитку ОБТ визначила цілі та стратегію переозброєння // Defence-ua. 16.11.2016. URL: <https://defence-ua.com/index.php/statti/1927-derzhavna-prohrama-rozvytku-ovt-vyznachyla-tsili-ta-stratehiyu-pereozbroyennya>.
  13. Згурець С. У питанні озброєнь ми маємо допомогти собі самі // Тиждень. 06.04.2017. URL: <http://tyzhden.ua/Society/189414>.
  14. Про рішення Ради національної безпеки і оборони України від 27 січня 2017 року «Про основні показники ДОЗ на 2017 рік та 2018, 2019 роки : указ Президента України від 13 лютого 2017 р. № 31/2017. URL: <http://www.president.gov.ua/documents/312017-21278>.
  15. РНБО доручила уряду відкоригувати «Державну цільову оборонну програму» // Radiosvoboda. 27.01.2017. URL: <https://www.radiosvoboda.org/a/news/28263655.html>.
  16. Програма розвитку оборонного комплексу України: мільярдні інвестиції та нові види озброєнь // Ukr.media. 08.02.2017. URL: <https://ukr.media/politics/292313/>.
  17. Про рішення Ради національної безпеки і оборони України від 20 травня 2016 року «Про заходи з розвитку ОПК України» : указ Президента України від 13 лютого 2017 р. № 31/2017. URL: <http://www.president.gov.ua/documents/3232016-20357>.
  18. Теорія озброєння. Науково-технічні проблеми та завдання. Т. 4. Воєнно-технічна політика провідних країн світу : моногр. / І. Б. Чепков, В. В. Зубарєв, О. О. Свергунов, В. О. Смірнов [та ін.]. К. : ВД Бураго, 2016. 388 с.

**Рецензент С. В. Лапицький**, д-р техн. наук, проф.  
(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України)

УДК 623.438

**С. П. БІСИК**, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник,

**О. В. ЧЕРНОЗУБЕНКО**

(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ),

**О. А. СЛИВІНСЬКИЙ**, кандидат технічних наук, доцент

(НТУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», м. Київ),

**В. Р. СХАБИЦЬКИЙ**

(615 військове представництво Міністерства оборони України, м. Київ),

**В. Г. КОРБАЧ**, кандидат технічних наук, доцент  
(ДП «Державне Київське конструкторське бюро «Луч», м. Київ)

## Порівняння ефективності підходів до числового моделювання пробиття ударником гомогенної перешкоди

Приведені результати порівняння моделювання процесу пробиття ударниками з різною формою головної частини гомогенної перешкоди з використанням двовимірного лагранжевого підходу (2D) та методу Smooth Particle Hydrodynamics (3D). Отримані результати показують можливість застосування обох підходів для моделювання пробиття ударниками гомогенних перешкод з урахуванням типу пробиття. За даними досліджень, застосування методу Smooth Particle Hydrodynamics є більш прийнятним при дослідженні пробиття через значно меншу похибку відносно натурального експерименту та більш достовірний опис характеру різних типів пробиття.

Приведены результаты сравнения моделирования процесса пробития ударниками с разной формой головной части гомогенного препятствия с использованием двумерного лагранжевого подхода (2D) и метода Smooth Particle Hydrodynamics (3D). Полученные результаты показывают возможность применения обоих подходов для моделирования пробития ударниками гомогенных препятствий с учетом типа пробития. По данным исследований, применение метода Smooth Particle Hydrodynamics более приемлемо для исследования пробития из-за значительно меньшей погрешности относительно натурального эксперимента и более достоверного описания характера различных типов пробития.

Застосування методів математичного моделювання є ефективним інструментом при проведенні досліджень ефективності зразків озброєння та військової техніки, а також оцінки технічних рішень, що закладаються в основу їх функціонування [1–3]. Одним з найбільш ефективних інструментів аналізу є метод скінченних елементів, що має широкі можливості при вирішенні подібного роду задач. Дослідження процесу пробиття ударниками захисних конструкцій займає важливе місце в циклі робіт, що присвячені підвищенню захищеності бойових броньованих машин (ББМ) від засобів ураження. Застосування числового моделювання процесу пробиття ударниками захисних перешкод передбачає перевірку адекватності, збіжності і точності самої числової моделі. Існуюче різноманіття підходів до моделювання пробиття також накладає певну неоднозначність у виборі того чи іншого методу для досягнення необхідної точності вирішення задачі.

**Метою** статті є порівняння результатів числового моделювання пробиття ударником гомогенної перешкоди з використанням двовимірного лагранжевого підходу (2D) та методу Smooth Particle Hydrodynamics (3D).

Моделі матеріалів, що застосовані при проведенні дослідження, розрахункові схеми моделювання процесу пробиття, геометричні розміри ударника і перешкоди, їх фізико-механічні властивості наведені в роботах [4, 5]. При проведенні досліджень використано три форми головної частини ударника: циліндрична, півсферична та конічна. Вибір таких форм пояснюється можливістю дослідження різних механізмів пробиття перешкоди. Підхід до побудови скінченно-елементної моделі та методологія ідентифікації фізико-термомеханічних властивостей матеріалів ґрунтуються на даних робіт [6, 7].

При проведенні моделювання пробиття ударником гомогенної перешкоди використаний двовимірний лагранжевий підхід та метод Smooth Particle Hydrodynamics (3D). При застосуванні 2D підходу осердя і перешкода задані з використанням вісесиметричних зважених по площі елементів у системі координат Лагранжа. При застосуванні 3D підходу осердя задане з використанням об'ємних елементів з рівномірним розподілом напружень. Перешкода задана з використанням повноінтегрованих об'ємних S/R елементів (з вибірковою пониженням порядку інтегрування). У місці взаємодії ударника з перешкодою використані елементи SPH (Smooth Particle Hydrodynamics) (рис. 1).

Порівняння точності визначення процесу, що досліджувався, проведено за значеннями швидкості ударника за перешкодою. За отриманими експериментальними значеннями швидкості ударника після пробиття перешкоди побудовані криві (рис. 2), що, по суті, характеризують балістичний ліміт цієї перешкоди для певного типу ударника.

За результатами проведеного числового моделювання з використанням 3D і 2D підходів отримані значення швидкості ударника за перешкодою (табл. 1).

Графічно зміна значення відносної похибки підходів у залежності від початкової швидкості ударника показана на рис. 3. Отримані значення похибки показують, що



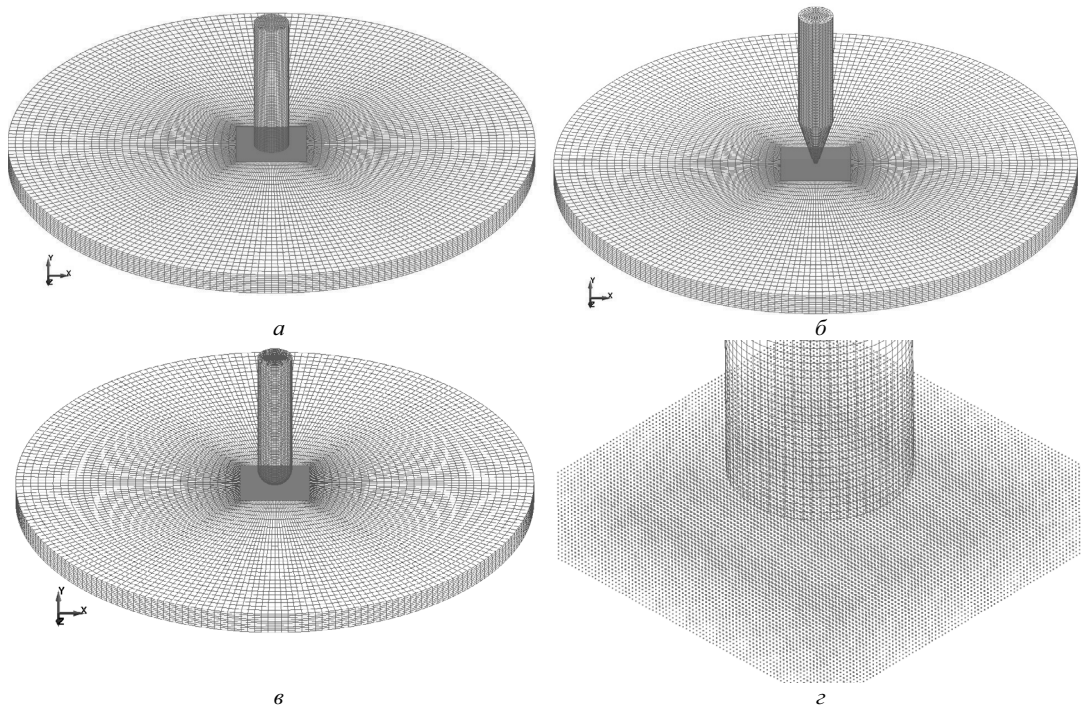


Рис. 1. Скінченно-елементні моделі ударників з різною формою головної частини і перешкоди в 3D постановці:

*a* – плоский, *б* – півсферичний, *в* – конічний, *г* – типовий набір елементів SPH

при наближенні до границі балістичного ліміту значення відносної похибки зростають для всіх ударників з різною формою головної частини. Однак при швидкостях ударника, що вища від балістичного ліміту в 1,2–1,5 разу значення відносної похибки не перевищують 5%.

Застосування 3D підходу з використанням елементів SPH до моделювання задачі пробиття для всіх ударників з різною формою головної частини має меншу відносну похибку порівняно із застосуванням 2D підходу. Пояснити це можливо специфікою подання скінченного середовища в 2D підході і, як наслідок, до неможливості врахування деяких процесів, що відбуваються при пробитті перешкоди (у нашому випадку, наприклад, утворення «пелюсткового» пробиття з чотирма симетричними пелюстками) (рис. 4). Для ударника з конічною головною частиною (куля типу Б-32) застосування 2D підходу

дає значну відносну похибку. Крім того, із зростанням швидкості ударника відносна похибка 3D підходу зменшується інтенсивніше в порівнянні з 2D підходом.

Візуалізація процесу пробиття перешкоди ударником при числовому вирішенні задачі та розкадровка високошвидкісної кінозйомки під час натурального експерименту порівняні на рис. 5. За якісною оцінкою, процес пробиття при числовому моделюванні адекватно описує натурний експеримент. Порівняння вимірної швидкості ударника та його пройденого шляху зображене на рис. 6.

Показані на рис. 7 результати процесу пробиття ударниками з різною формою головної частини із застосуванням 3D і 2D підходів показують характер пробиття для кожного з підходів та відображають недоліки застосування 2D підходу.

**Висновки.** За результатами проведених досліджень пробиття гомогенної перешкоди ударниками з різною формою головної частини із застосуванням 3D та 2D підходу оцінена похибка обох методів на основі поставленого лабораторного експерименту. Отримані значення похибки показують, що при наближенні до границі балістичного ліміту значення відносної похибки зростають для всіх ударників з різною формою головної частини. Однак при швидкостях ударника, що вища від балістичного ліміту в 1,2–1,5 разу значення відносної похибки не перевищують 5%.

Застосування 3D підходу із застосуванням методу SPH до моделювання задачі пробиття для всіх ударників з різною формою головної частини мають меншу відносну похибку порівняно із застосуванням 2D підходу. Пояснити це можливо специфікою подання скінченного середовища в 2D підході й, як наслідок,

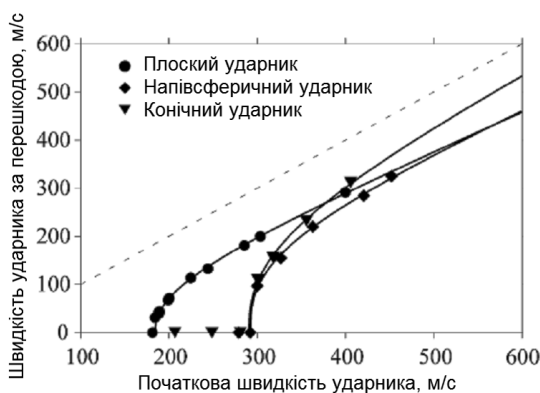


Рис. 2. Залежність швидкості ударника за перешкодою від його початкової швидкості для ударників з різними формами головної частини

Таблиця 1. Значення швидкості ударника перед перешкодою та за нею після пробиття

Тип ударника	Позначення експерименту	Початкова швидкість, м/с	Швидкість за перешкодою, м/с		Відносна похибка при застосуванні методу, %		
		експеримент	експеримент	2D	SPH	2D	SPH
Плоский	B1	303,5	199,7	206,4	194,8	3,4	2,5
	B2	244,2	132,6	127,3	120,4	4,0	9,2
	B3	285,4	181,1	187,4	174	3,5	3,9
	B4	200,4	71,4	78,7	70	10,2	2,0
	B8	181,5	0	0			
	B9	224,7	113,7	78,7	101,7	30,8	10,6
	B14	184,3	30,8	0	1,34	100,0	95,6
	B15	189,6	42	0	48,5	100,0	15,5
	B16	184,8	0	0	28,1		
	B20	399,6	291,3	298,5	296,3	2,5	1,7
Півсферичний	H1	300	97,2	0	200	100,0	105,8
	H2	278,9	0	0	167,7		
	H3	362,9	220,2	138,6	276,3	37,1	25,5
	H4	292,1	0	0	188,2		
	H5	326,7	154,8	0	233,4	100,0	50,8
	H6	452	325,1	310,6	374,6	4,5	15,2
	H7	420,6	284,3	251,1	341,7	11,7	20,2
Конічний	C1	248,7	0	0			
	C2	317,9	155,8	0	175,2	100,0	12,5
	C3	206,9	0	0			
	C4	355,6	232,3	0	235,3	100,0	1,3
	C5	280,9	0	0	102,6		
	C6	300,3	110,3	0	143,7	100,0	30,3
	C7	405,7	312	143,9	304,2	53,9	2,5

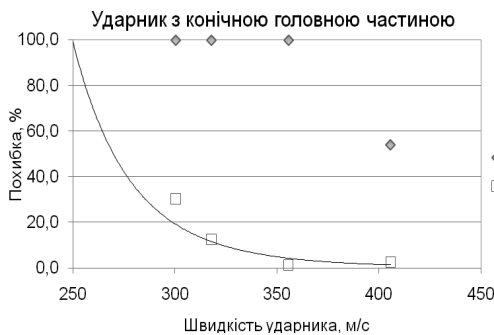
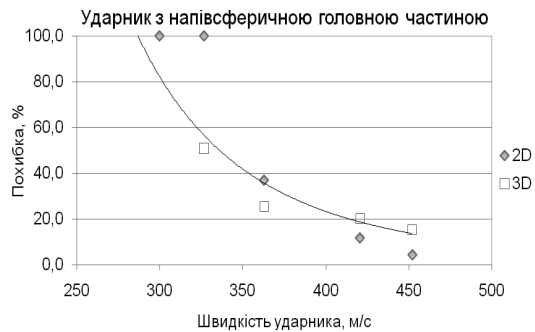
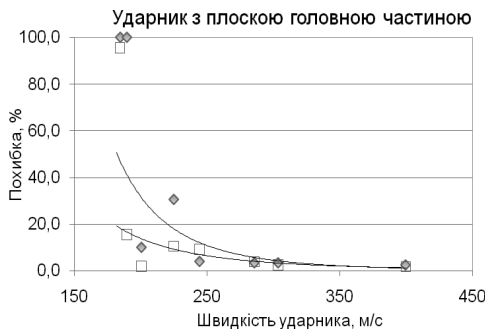


Рис. 3. Залежність відносної похибки методу в залежності від початкової швидкості ударника

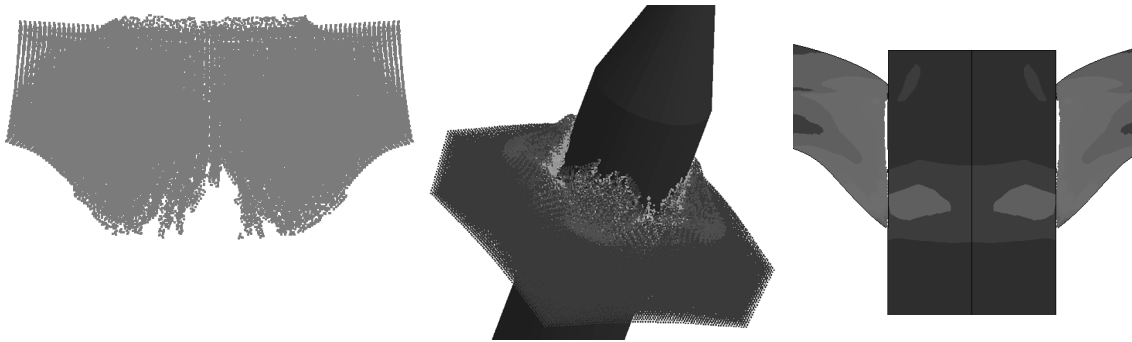


Рис. 4. Порівняння пробиття при використанні 2D і 3D підходів за типом «пелюсткового» пробиття

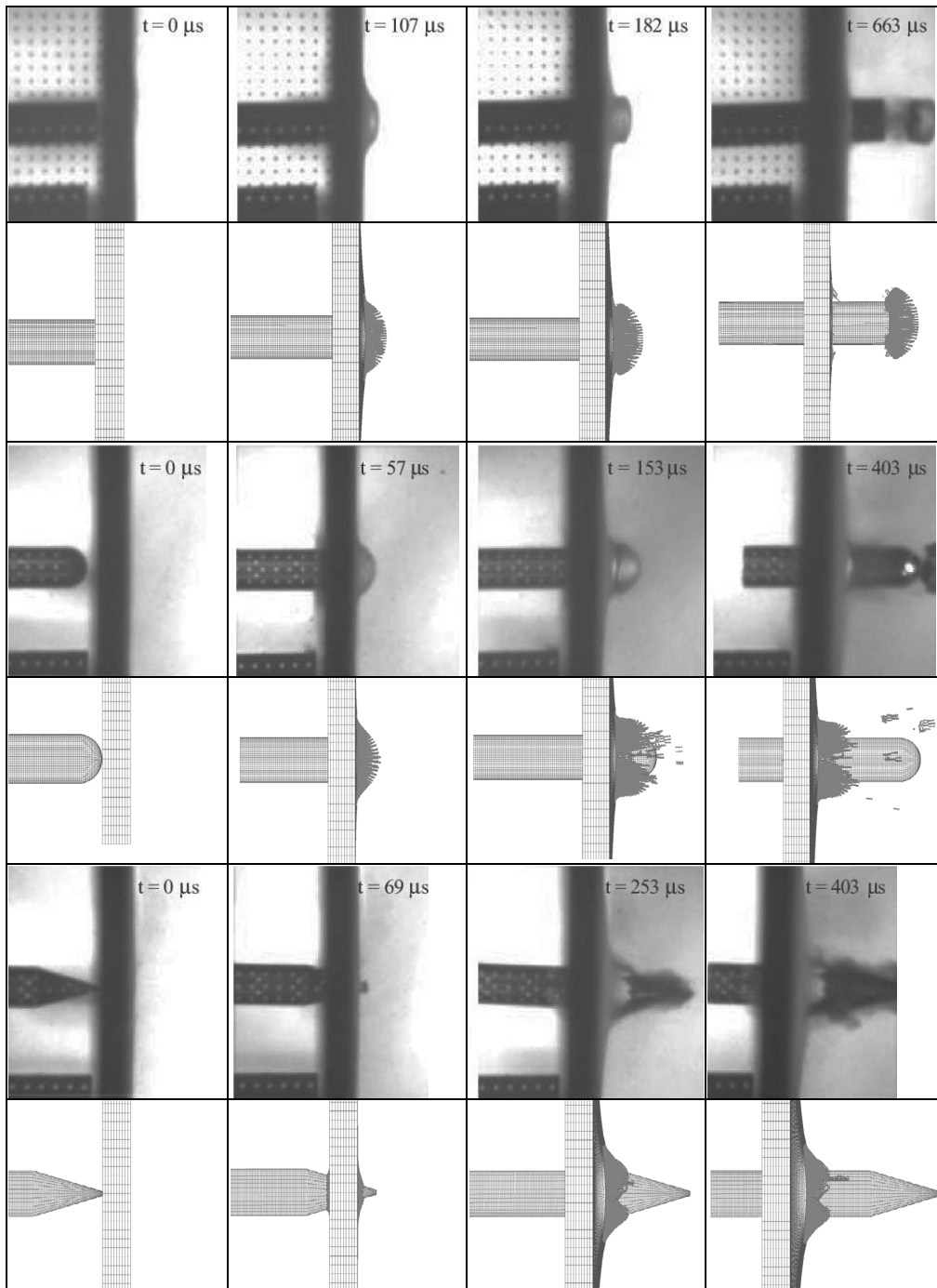


Рис. 5. Порівняння процесу пробиття ударником перешкоди при натурному експерименті (експерименти В15, Н1 та С6) та числовому моделюванні (3D підхід)

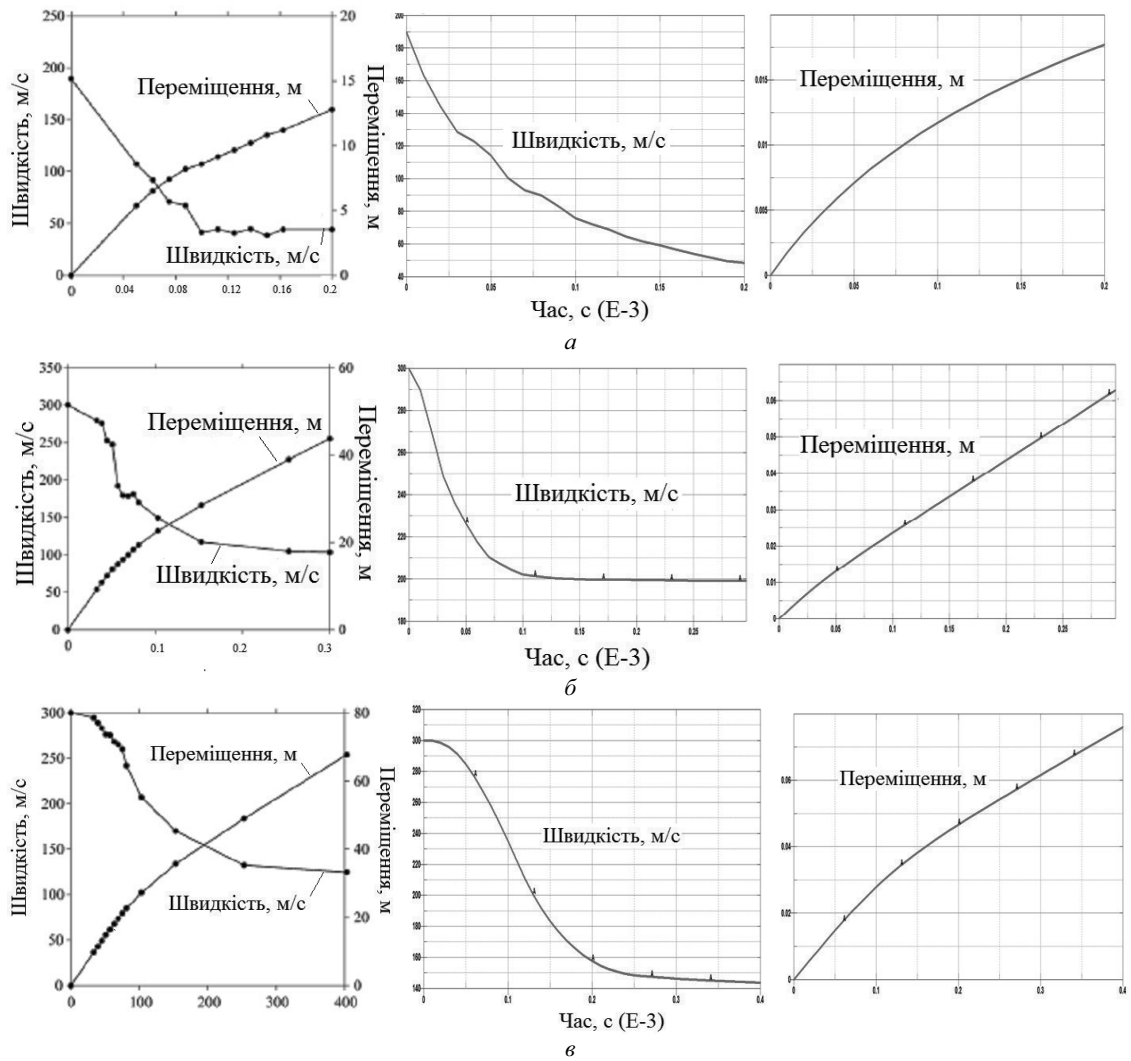


Рис. 6. Залежність швидкості та переміщення ударника при експериментальних дослідженнях (лівий графік) та числовому моделюванні (середній та правий графіки) (3D підхід):  
*a* – експеримент В15, *б* – експеримент Н1, *в* – експеримент С6

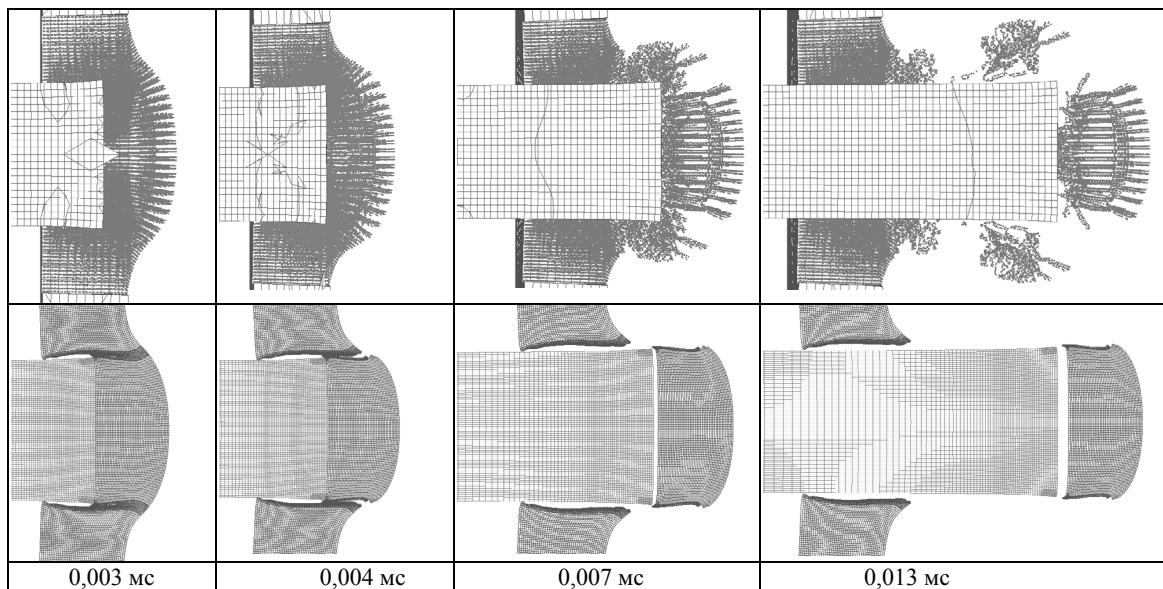


Рис. 7. Порівняння процесу пробиття, отриманого при застосуванні 3D і 2D підходів (експеримент В20)

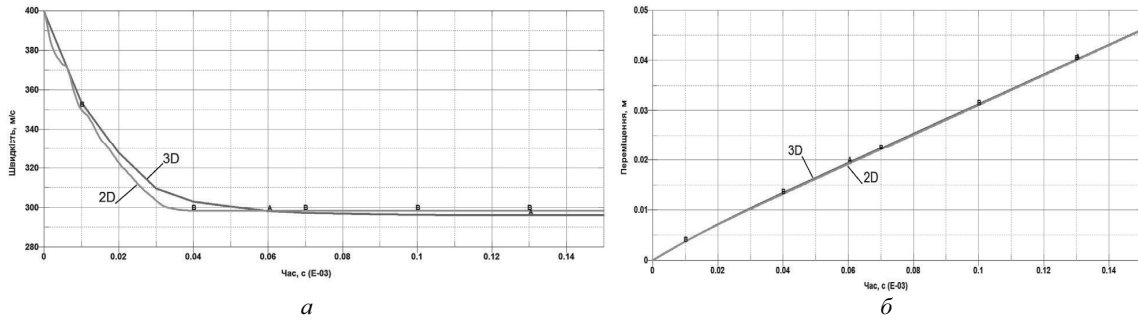


Рис. 8. Порівняння змін швидкості (а) та переміщення (б) ударника, отриманих при застосуванні 3D і 2D підходів (експеримент В20)

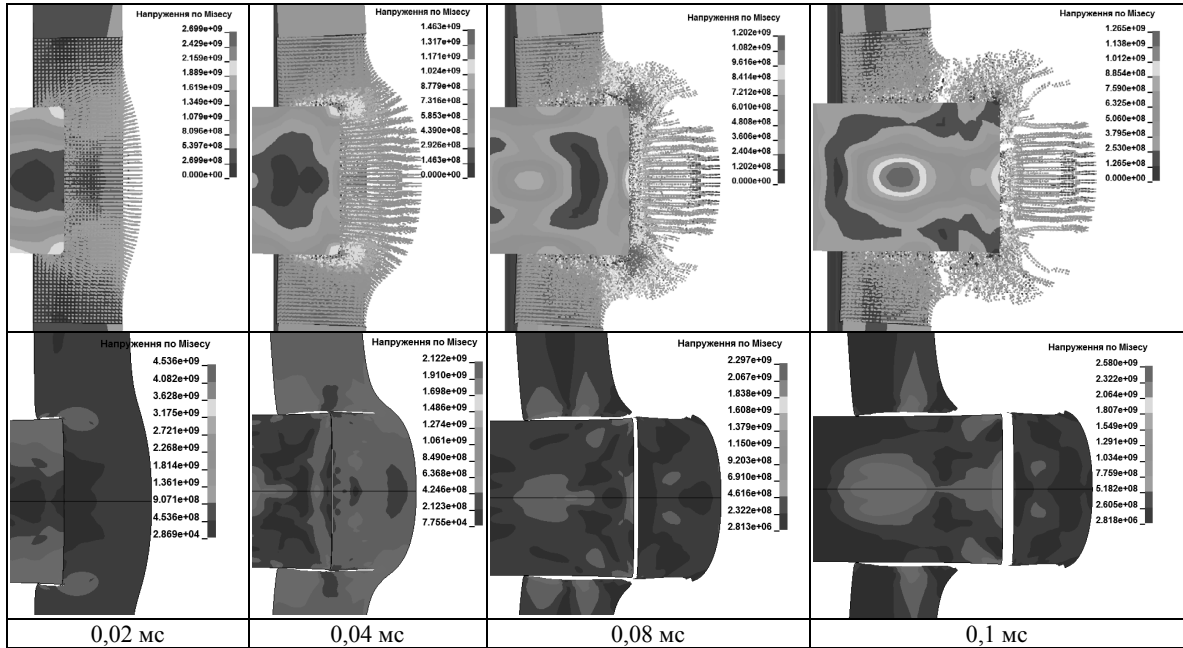


Рис. 9. Порівняння процесу пробиття, отриманого при застосуванні 3D і 2D підходів (експеримент В1)

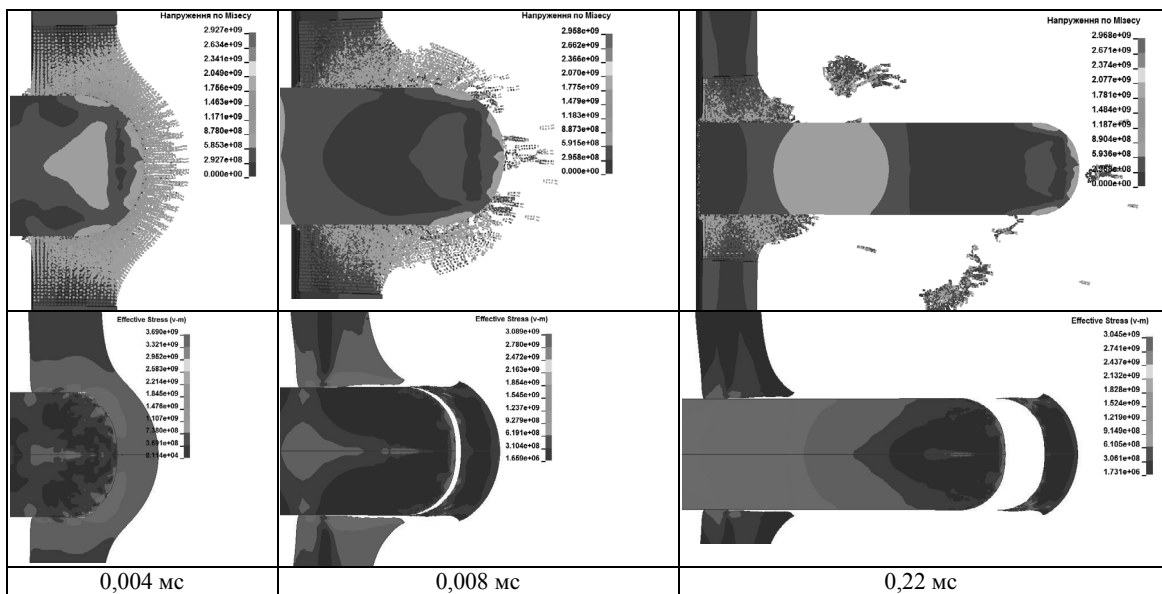
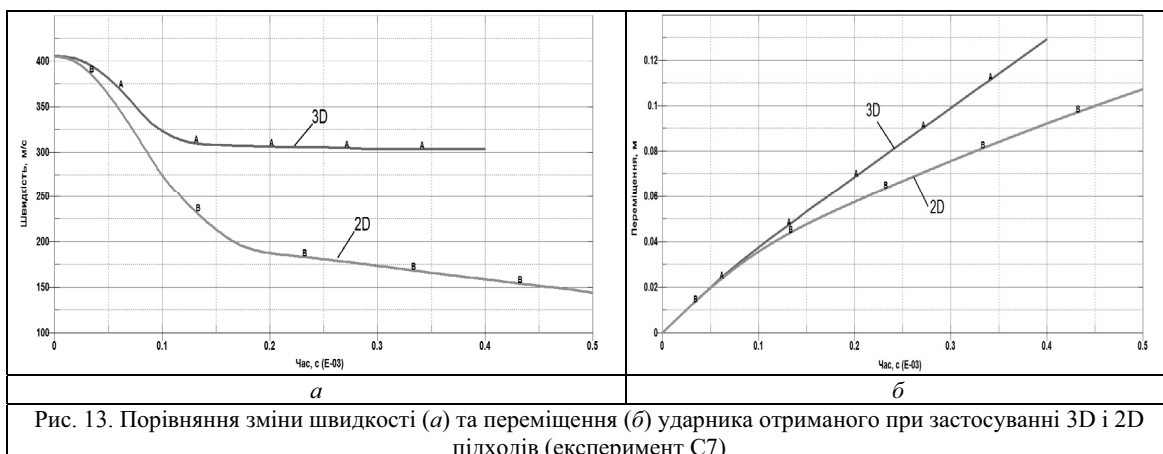
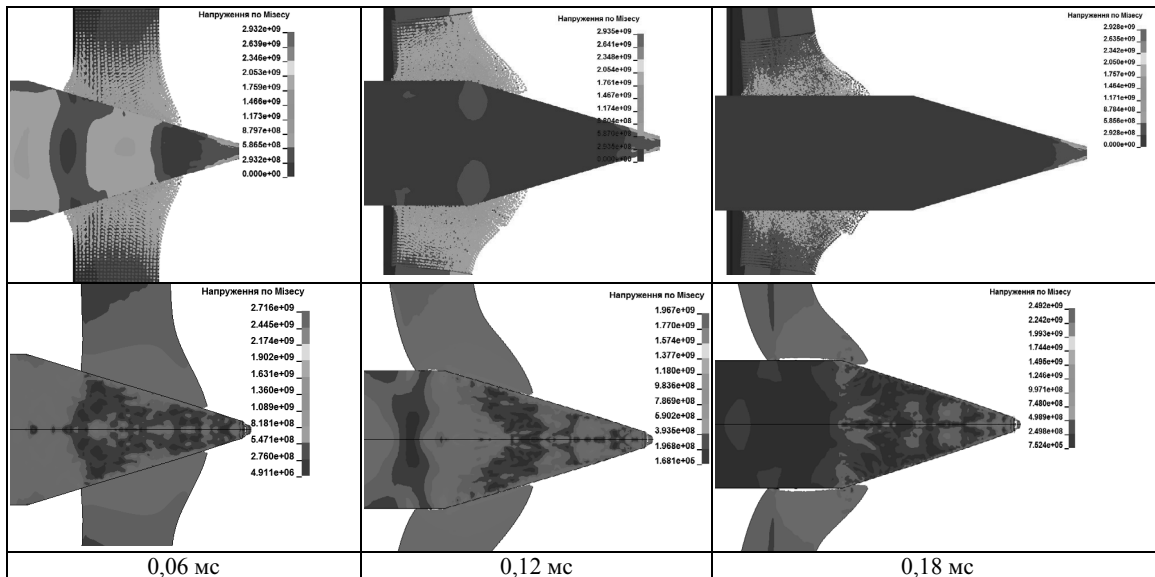
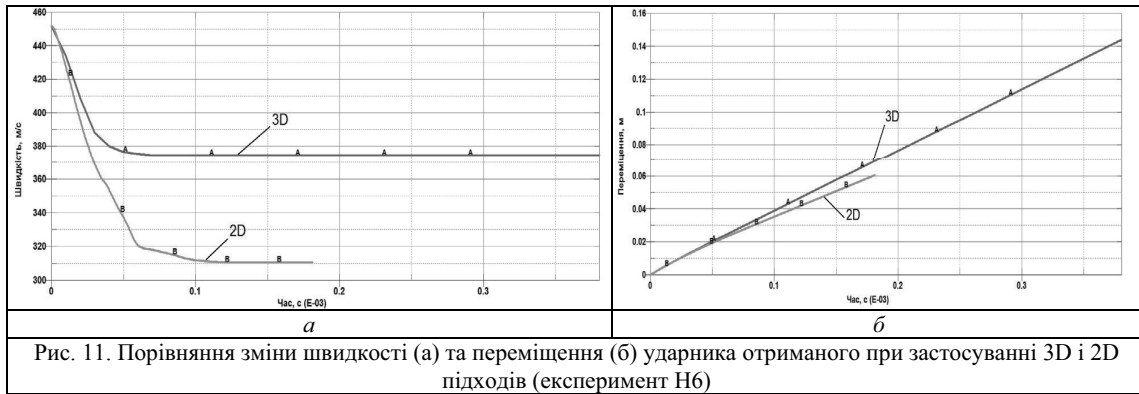


Рис. 10. Порівняння процесу пробиття отриманого при застосуванні 3D і 2D підходів (експеримент H6)



до неможливості врахування деяких процесів, що відбуваються при пробитті перешкоди (у нашому випадку це утворення «пелюсткового» пробиття з чотирма симетричними пелюстками). Для ударника з конічною головною частиною (куля типу Б-32) застосування 2D підходу дає значну відносну похибку. Крім того, зі зростанням швидкості ударника відносна похибка 3D підходу зменшується інтенсивніше в порівнянні з 2D підходом.

Розроблена числова модель може бути використана для оцінки захисних елементів у конструкції бойових броньованих машин та проведення їх параметричного синтезу за обраним критерієм ефективності. Застосування методу SPH (3D підхід) є більш прийнятним для дослідження захисних елементів бойових броньованих машин від бронебійних засобів ураження кінетичної дії. Подальшими є дослідження взаємодії ударника з перешкодою на швидкостях взаємодії до 1500 м/с та

створення скінченно-елементних моделей бронейних засобів ураження з відповідним набором фізико-механічних властивостей.

### СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Основы военно-технических исследований. Теория и приложения : моногр. : в 10 т. Т. 9. Прикладные аспекты испытаний и теоретико-экспериментальных исследований вооружения и военной техники / [С. В. Лапицкий, И. Б. Чепков, С. П. Бисык и др.] ; под ред. С. В. Лапицкого. К. : ИД Дмитрия Бураго, 2015. 504 с.
2. Бісик С. П., Чепков І. Б., Васьківський М. І., Давидовський Л. С., Корбач В. Г., Висоцький О. М., Захаревич Д. М. Теоретична оцінка протимінної стійкості багатоцільового тактичного автомобіля «Козак-2» // Озброєння та військова техніка : щокв. наук.-техн. журн. / ЦНДІ ОВТ ЗСУ. 2016. № 1 (9). С. 26–31.
3. Чепков І. Б., Бісик С. П., Шереметов С. І., Корбач В. Г. Дослідження підриву мін в каналі ствола 120-мм міномета // Озброєння та військова техніка : щокв. наук.-техн. журн. / ЦНДІ ОВТ ЗСУ. 2017. № 2 (14). С. 23–28.
4. Borvik T. Perforation of 12mm thick steel plates by 20mm diameter projectiles with flat, hemispherical and conical noses. P. I: Experimental study / T. Borvik, M. Langseth, O. S. Hopperstad, K. A. Malo // International Journal of Impact Engineering 27 (2002) 19-35.
5. Бісик С. П., Чернозубенко О. В., Схабицький В. Р., Сливінський О. А., Ханюков В. А. Числове моделювання пробиття гомогенної перешкоди ударниками з різною формою головної частини // Озброєння та військова техніка : щокв. наук.-техн. журн. / ЦНДІ ОВТ ЗСУ. 2017. № 2 (14). С. 17–22.
6. Криворучко Д. В., Залога В. А. Моделирование процессов резания методом конечных элементов : методологические основы : моногр. / под общ. ред. В. А. Залоги. Сумы : Университетская книга, 2012. 496 с.
7. Криворучко Д. В., Залога В. О., Корбач В. Г. Основи 3D-моделювання процесів механічної обробки методом скінченних елементів. Суми : Вид. СумДУ, 2010. 209 с.

**Рецензент С. В. Лапицький**, д-р техн. наук, проф.  
(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України)

УДК 623.4.016

**А. В. ГУРНОВИЧ**, доктор технічних наук, старший науковий співробітник,

**В. Г. ТРОФИМЕНКО**, науковий співробітник,

**Н. П. КІРКАЧ**, молодший науковий співробітник

(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)

## Методичний підхід до пристрілювання автоматів АК-74 та АКМ з коліimatorним прицілом

*Розглянуто особливості пристрілювання автоматів з коліimatorними прицілами (висота прицільної лінії у яких вище прицільної лінії відкритого прицілу) для забезпечення оптимальної балістики. Також розглядається ефективність стрільби такої зброї в залежності від точки прицілювання.*

*Ключові слова: середня точка влучення, перевищення траєкторії над лінією прицілювання.*

*Рассмотрены особенности пристрелки автоматов с коліimatorными прицелами (высота прицельной линии в которых выше прицельной линии открытого прицела) для обеспечения оптимальной баллистики. Также рассматривается эффективность стрельбы такого оружия в зависимости от точки прицеливания.*

*Ключевые слова: средняя точка попадания, превышение траектории над линией прицеливания.*

За останні роки у світі поширилась тенденція до встановлення на індивідуальну стрілецьку зброю (автомати, автоматичні гвинтівки) коліimatorних прицілів. Це обумовлюється зменшенням часу на прицілювання та підвищенням точності прицілювання в порівнянні з відкритим прицілом, а саме:

при прицілюванні через відкритий приціл (мушка-цілик, діоптричний) в лінію прицілювання необхідно сумістити чотири точки (око, цілик, мушка, ціль);

при прицілюванні через коліimatorний приціл в лінію прицілювання необхідно сумістити три точки (око, прицільна марка, ціль). Таке явище при прицілюванні визначається конструкцією прицілу, коли прицільна марка через напівпрозоре скло (воно знаходиться під кутом до лінії прицілювання) проєктується безпосередньо на сітківку ока.

У той же час, коліimatorний приціл має такі недоліки:

у порівнянні з відкритими прицілами конструктивно важко розмістити в ньому механізм введення поправок на дальність стрільби;

у порівнянні з оптичними прицілами конструктивно важко розмістити в ньому прицільну шкалу, за допомогою якої буде можливість врахувати поправки на дальність стрільби.

Таким чином, переваги коліimatorного прицілу в швидкості та точності прицілювання обмежуються його можливостями щодо дальності прицільної стрільби. Однак, як показує практика, дальність стрільби по цілях з автоматів (автоматичних гвинтівок) складає до 400 метрів, що становить дальність прямого пострілу для такого класу зброї. Тобто недолік коліimatorного прицілу з практичної неможливості введення в прицільну марку поправки на дальність до цілі стає несуттєвим.

Розглянемо питання пристрілювання автоматів АК-74 та АКМ з коліimatorними прицілами.

Виконання зазначеної операції за наявними таблицями стрільб [5, 6] має певні труднощі, що визначаються дискретністю таблиць (100 метрів) при дальності прямого пострілу для автоматів АК-74 та АКМ 440 м та 350 м відповідно, а також підняттям лінії прицілювання через коліimatorний приціл по відношенню до відкритого (штатного) прицілу до 5 см.

Наявні методики приведення автоматів АК-74 та АКМ до нормального бою передбачають пристрілку зброї на 100 метрів з установкою прицілу на 300 метрів (середня точка влучення повинна бути вище від точки прицілювання на 13 см та 25 см відповідно). Можливо також після виставлення прицілу в положення прямого пострілу «П» отримати перевищення траєкторії польоту кулі на дальності 100 метрів практичним методом (для АК-74 складає 29 см, для АКМ – 34 см). Оцінимо ефективність стрільби автомата АК-74 по цілі «грудна фігура» (мішень № 4) за показником математичного сподівання кількості патронів, необхідних для ураження цілі за вищенаведених умов.

Розрахунки виконувались за математичними моделями [1, 2, 3, 4]. При розрахунках приймалося припущення, що ціль вважається ураженою при влучанні в неї кулі. Вихідні данні для розрахунків:



Таблиця 1. Результати розрахунку ефективності стрільби по грудній фігурі

Дальність до цілі, м	100	150	200	250	300	350	400	450	500
Швидкість кулі, м/с	801	754	709	665	623	582	543	505	467
Перевищення траєкторії над лінією прицілювання, см	29	40	48	50	46	37	20	-6	-41
Кількість патронів на ураження цілі (прицілювання під обріз мішені, приціл "П")	1	1	2	2	2	2	2	3	13
Кількість патронів на ураження цілі (з введеною поправкою на дальність до цілі)	1	1	1	1	1	1	2	2	2

зброя – 5,45-мм автомат Калашникова АК-74;  
патрон – з кулею зі сталевим осердям (7Н6);  
зброя пристріляна на дальність прямого пострілу (440 м);  
стрільба виконується одиночними пострілами.

Результати розрахунків наведено в табл. 1.

Порівнявши позиції 4 та 5 табл. 1, бачимо, що, на відміну від стрільби з урахуванням поправки на дальність, стрільба з прицілом, пристріляним на дальність прямого пострілу (без ведення поправки на дальність до цілі) на дальності 200...350 м призводить до необхідності повторного обстрілу для забезпечення ураження цілі.

Ситуація, що склалася, пояснюється тим, що на зазначених відстанях траєкторія польоту кулі наближається до верхнього зрізу мішені, при цьому верхня частина мішені має зменшений розмір (імітує голову людини). Таким чином, існуючі підходи щодо ведення стрільби на дальність прямого пострілу обмежують ефективність зброї.

Розглянемо шляхи, що можуть забезпечити ефективність стрільби з автомата з коліimatorним прицілом на максимальну дальність (за показником кількості патронів, необхідних для ураження цілі) без введення поправок на дальність до цілі до рівня, коли зазначені поправки необхідно враховувати. Сутність такого підходу полягає в мінімізації відхилення середньої точки влучення кулі від центра цілі. Першим шляхом є компенсація зниження траєкторії польоту

кулі на дальності за рахунок властивості збільшення розміру прицільної марки коліimatorного прицілу на спадній гілці траєкторії польоту кулі. Другим шляхом є зменшення максимальної висоти траєкторії польоту кулі (тобто відхилення середньої точки влучення від центра цілі) до рівня, коли забезпечується влучення в ціль з першого пострілу.

Для проведення розрахунків обираємо форму прицільної марки коло, а розмір 2 МОА (більшість коліimatorних прицілів для стрілецької зброї мають саме такі параметри). Як конструктивні умови обираємо 5,45-мм спеціальний автомат «Вулкан», у якого перевищення лінії прицілювання над лінією ствола складає 10,2 см.

Оптимізація процесу ураження цілі «грудна фігура» на відстанях висхідної гілки траєкторії польоту кулі проводилась за критерієм мінімізації кількості патронів, необхідних для ураження цілі в залежності від зовнішньотраєкторних характеристик кулі.

У результаті розрахунків з'ясовано, що для забезпечення мінімізації кількості патронів, необхідних для ураження цілі «грудна фігура» на відстанях висхідної гілки траєкторії польоту кулі АК-74 та з врахуванням компенсації спадної гілки траєкторії польоту кулі розмірами прицільної марки (2 МОА) дальність пристрілки повинна складати 383 м (на 100 м перевищення траєкторії польоту кулі над лінією прицілювання повинно складати 18,3 см). Результати розрахунків наведені в табл. 2.

Таблиця 2. Балістичні характеристики 5,45-мм автомата Калашникова (спеціального автомата «Вулкан») з висотою прицільної лінії коліimatorного прицілу 10,2 см (розмір прицільної марки 2МОА), пристріляного на дальність 383 м при обстрілі мішені № 4 «грудна фігура»

Дальність до цілі, м	50	100	150	200	250	300	350	400	450	500
Швидкість кулі, м/с	850	801	754	709	665	623	582	543	505	467
Перевищення траєкторії польоту кулі над лінією прицілювання, см	5,7	18,3	27,1	31,4	30,9	24,8	12,2	-7,6	-35,9	-73,9
Розмір прицільної марки, см	2,9	5,8	8,7	11,6	14,5	17,4	20,3	23,2	26,1	29
Кількість патронів, необхідних для ураження цілі при стрільбі одиночними пострілами при прицілюванні по нижньому зрізу мішені	1	1	1	1	1	1	1	2	6/2*	48/2*

\* Кількість патронів на ураження цілі з урахуванням поправки, що вказана на рис. 1 (450 м та 500 м)

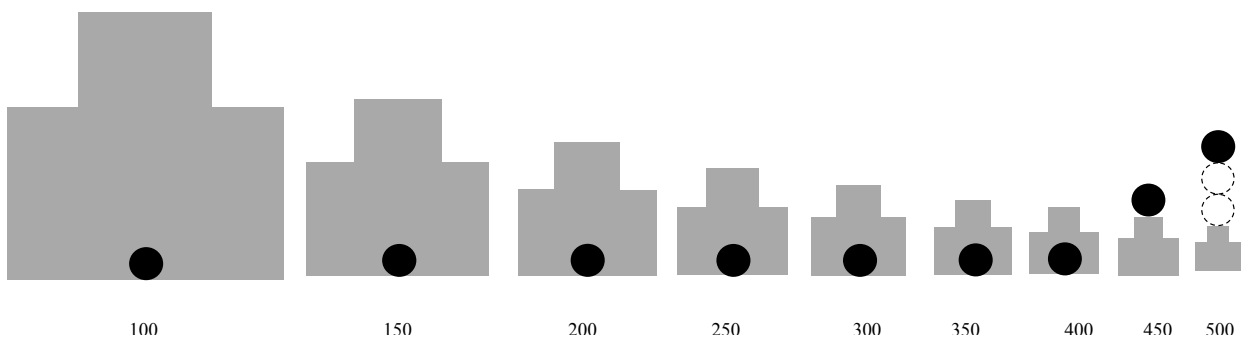


Рис. 1. Варіант прицілювання при обстрілі мішені № 4 «грудна фігура» з 5,45-мм автомата Калашникова (спеціального автомата «Вулкан») з висотою прицільної лінії коліаторного прицілу 10,2 см (розмір прицільної марки 2МОА), пристріляного на дальність 383 м

Таблиця 3. Балістичні характеристики 5,45-мм автомата Калашникова (спеціального автомата «Вулкан») з висотою прицільної лінії коліаторного прицілу 10,2 см (розмір прицільної марки 2МОА), пристріляного на дальність 383 м при обстрілі мішені № 8 «ростова фігура»

Дальність до цілі, м	50	100	150	200	250	300	350	400	450	500	550	600
Швидкість кулі, м/с	850	801	754	709	665	623	582	543	505	467	432	397
Перевищення траєкторії польоту кулі над лінією прицілювання, см	6	18,3	27,1	31,4	30,9	24,8	12,2	-7,6	-35,9	-73,9	-123	-186
Розмір прицільної марки, см	2,9	5,8	8,7	11,6	14,5	17,4	20,3	23,2	26,1	29	31,9	34,8
Кількість патронів, необхідних для ураження цілі при стрільбі одиничними пострілами при прицілюванні в центр цілі	1	1	1	1	1	1	1	1	1	3/1*	24/1*	∞/1*

\* Кількість патронів на ураження цілі з урахуванням поправки, що вказана на рис. 2 (500 м, 550 м та 600 м)

За умови прицілювання пропонуваним варіантом (нижня частина прицільної марки торкається нижнього зрізу мішені (рис. 1)) ефективна стрільба з автомата АК-74 без зміни положення прицільної марки забезпечується на відстанях до 400 м. На відстанях 400...450 м можливе введення поправки на дальність шляхом винесення прицільної марки до верхнього зрізу мішені. Введення поправок на дальність та, відповідно, ефективна стрільба по цілях типу «грудна фігура» на відстанях більше 450 м практично неможлива.

Зазначений варіант пристрілювання автомата АК-74 з коліаторним прицілом забезпечує ефективне ведення вогню по ростовій фігурі при прицілюванні в її центр на дальності до 450 м (табл. 3). На відстанях 450...550 м можливе введення поправки на дальність шляхом винесення прицільної марки до верхнього зрізу мішені (рис. 2). Введення поправок на дальність та, відповідно, ефективна стрільба по цілях типу «ростова фігура» на відстанях більше 550 метрів практично неможлива.

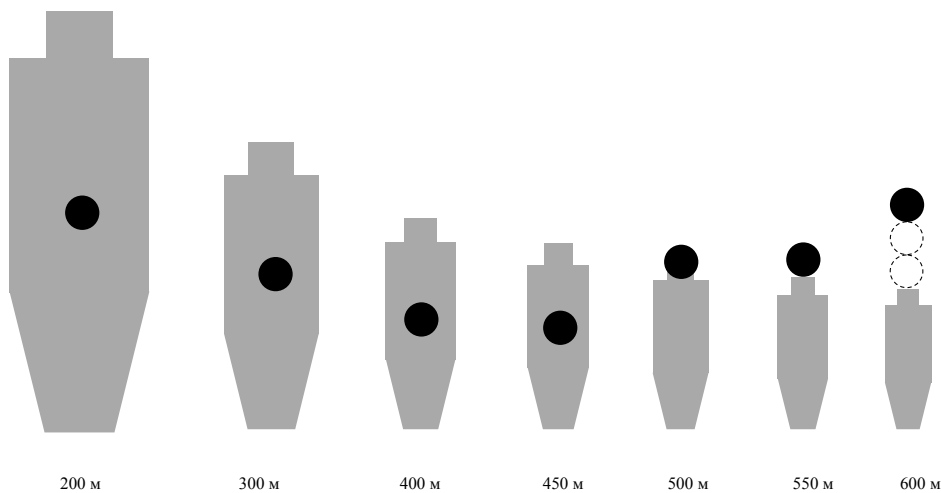


Рис. 2. Варіант прицілювання при обстрілі мішені № 8 «ростова фігура» з 5,45-мм автомата Калашникова (спеціального автомата «Вулкан») з висотою прицільної лінії коліаторного прицілу 10,2 см (розмір прицільної марки 2МОА), пристріляного на дальність 383 м

Таблиця 4. Балістичні характеристики 7,62-мм автомата Калашникова (спеціального автомата «Вулкан») з висотою прицільної лінії коліаторного прицілу 10,2 см (розмір прицільної марки 2МОА), пристріляного на дальність 294 м при обстрілі мішені № 4 «грудна фігура»

Дальність до цілі, м	50	100	150	200	250	300	350	400
Швидкість кулі, м/с	668	623	579	537	497	459	424	391
Перевищення траєкторії польоту куль над лінією прицілювання, см	8	20,8	27,2	26,2	16,6	-2,9	-34,2	-79,3
Розмір прицільної марки, см	2,9	5,8	8,7	11,6	14,5	17,4	20,3	23,2
Кількість патронів, необхідних для ураження цілі при стрільбі одиничними пострілами при прицілюванні по нижньому зрізу мішені (нижня частина прицільної марки торкається нижнього зрізу мішені)	1	1	1	1	2	2	10/2*	∞/3*

\* Кількість патронів на ураження цілі з урахуванням поправки, що вказана на рис. 3 (350 м та 400 м)

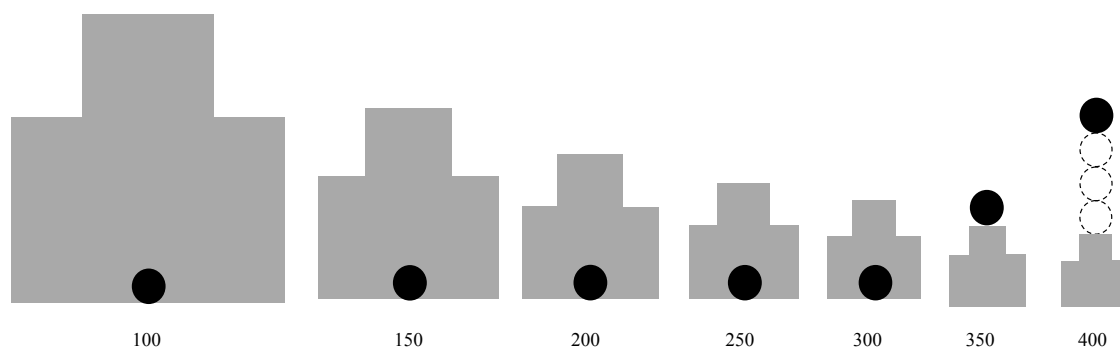


Рис. 3. Варіант прицілювання при обстрілі мішені № 4 «грудна фігура» з 7,62-мм автомата Калашникова (спеціального автомата «Вулкан») з висотою прицільної лінії коліаторного прицілу 10,2 см (розмір прицільної марки 2МОА), пристріляного на дальність 294 м

Балістичні характеристики 7,62-мм куль автомата Калашникова (АКМ) мають меншу настильність траєкторії, що, у свою чергу, визначає менші відстані ефективного вогню по цілях з використанням коліаторного прицілу. Так, оптимізація параметрів пристрілювання 7,62-мм автомата АКМ («Вулкан»), висота прицільної лінії – 10,2 см, розмір прицільної марки – 2МОА, патрон з кулею зі сталевим осердям (57-Н-231), визначає дальність 294 м. Тобто на відстані 100 м перевищення траєкторії над лінією прицілювання повинно складати 20,8 см.

Зовнішньобалістичні характеристики та варіант прицілювання при стрільбі по «грудній фігурі» наведено в табл. 4 та на рис. 3. За умови прицілювання

пропонованим варіантом (нижня частина прицільної марки торкається нижнього зрізу мішені (рис. 3)) ефективна стрільба з автомата АКМ без зміни положення прицільної марки забезпечується на відстанях до 300 м. На відстанях 300...350 м можливе введення поправки на дальність шляхом винесення прицільної марки до верхнього зрізу мішені. Введення поправок на дальність та, відповідно, ефективна стрільба по цілях типу «грудна фігура» на відстанях більше 350 м практично неможливі.

Зазначений варіант пристрілювання автомата АКМ з коліаторним прицілом забезпечує ефективне ведення вогню по ростовій фігурі при прицілюванні в її центр на дальності до 300 м (табл. 5). На відстанях 300...400 м

Таблиця 5. Балістичні характеристики 7,62-мм автомата Калашникова (спеціального автомата «Вулкан») з висотою прицільної лінії коліаторного прицілу 10,2 см (розмір прицільної марки 2МОА), пристріляного на дальність 294 м при обстрілі мішені № 8 «ростова фігура»

Дальність до цілі, м	50	100	150	200	250	300	350	400	450	500
Швидкість кулі, м/с	668	623	579	537	497	459	424	391	361	334
Перевищення траєкторії польоту куль над лінією прицілювання, см	8	20,8	27,2	26,2	16,6	-2,9	-34,2	-79,3	-140,6	-220,8
Розмір прицільної марки, см	2,9	5,8	8,7	11,6	14,5	17,4	20,3	23,2	26,1	29
Кількість патронів, необхідних для ураження цілі при стрільбі одиничними пострілами при прицілюванні в центр цілі	1	1	1	1	1	1	2/1*	5/2*	∞/2*	-

\* Кількість патронів на ураження цілі з урахуванням поправки, що вказана на рис. 4 (350 м, 400 м та 450 м)

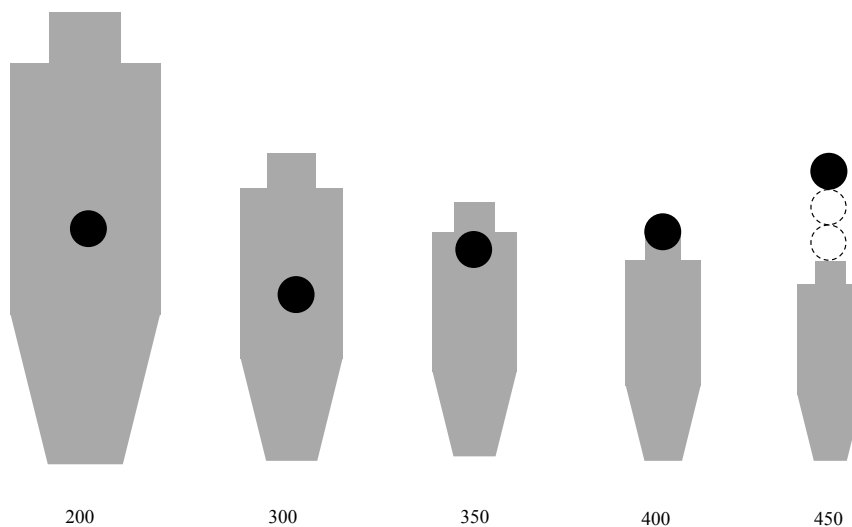


Рис. 4. Варіант прицілювання при обстрілі мішені №8 «ростова фігура» з 7,62 мм автомата Калашникова (спеціального автомата «Вулкан») з висотою прицільної лінії колімаційного прицілу 10,2 см (розмір прицільної марки 2МОА) пристріляного на дальність 294 метри

можливе введення поправки на дальність шляхом винесення прицільної марки до верхнього зрізу мішені (рис. 4). Введення поправок на дальність та, відповідно, ефективна стрільба по цілях типу «ростова фігура» на відстанях більше 400 м практично неможливі.

Запропоновані варіанти прицілювання визначені тільки для автоматів Калашникова з висотою прицільної лінії 10,2 см, що є притаманним для модернізованого варіанта «Вулкан». Для уникнення громіздких балістичних таблиць наводиться вираз апроксимації залежності перевищення середньої точки влучення над точкою прицілювання на відстані 100 м  $X$  у залежності від перевищення лінії прицілювання над віссю каналу ствола  $h$ :

для 7,62-мм автомата Калашникова

$$X = 27,59 - 0,666h; \quad (1)$$

для 5,45-мм автомата Калашникова

$$X = 25,91 - 0,743h. \quad (2)$$

При виконанні лінійної апроксимації середня похибка склала 0,03, а коефіцієнт кореляції – 0,999.

Таким чином, вирази (1) та (2) дозволяють отримати вихідні дані для пристрілювання автоматів Калашникова відповідних калібрів на дальності 100 м, що забезпечить ефективне ведення вогню по цілях (АК-74 по «грудній фігурі» – до 400 м, по «ростовій фігурі» – до 450 м; АКМ по «грудній фігурі» та «ростовій фігурі» – до 300 м) без введення поправок на дальність стрільби. Практична цінність отриманих виразів (1) та (2) полягає в тому, що вони дозволяють отримати вихідні дані для пристрілювання автоматів Калашникова в

інтервалі перевищення лінії прицілювання 5...11 см над віссю каналу ствола, що, у свою чергу, дозволяє встановлювати різноманітні тактичні комплекти та колімаційні приціли.

У той же час, звертається увага на те, що зовнішньобалістичні дані наводяться за умов стрільби патронами зі сталевим осердям (7Н6 – 5,45 мм; 57Н-231 – 7,62 мм) зі стволів автоматів Калашникова стандартної довжини (415 мм).

#### СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Шерешевский М. С. Аналитический метод расчета настильных траекторий // Вопросы оборонной техники. Сер. IV. 1977. № 43. С. 13–18.
2. Калачев А. И., Гурнович А. В. Методика учета изменения силы сопротивления воздуха движению снаряда // Артиллерийское и стрелковое вооружение / НТЦ АСВ. 2003. № 1. С. 14–16.
3. Шапиро Я. М. Внешняя баллистика. М. : Оборонгиз, 1946. 408 с.
4. ОТГ 7.2.7–85. Типовые методики государственных испытаний. Стрелковое оружие и патроны к нему / в/ч 42261. М., 1985. 158 с.
5. Руководство по 5,45-мм автомату Калашникова (АК-74, АК74, АК-74Н, АКС74Н) и 5,45-мм ручному пулемету Калашникова (РПК74, РПКС74, РПК74Н, РПКС74Н). М. : Воениздат, 1984. 216 с.
6. Наставление по стрелковому делу. М. : Воениздат, 1985. 640 с.

**Рецензент М. І. Луханін**, д-р техн. наук, проф. (Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України)

УДК 623.4.017

**Б. М. ЛАНЕЦЬКИЙ**, доктор технічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України,

**І. В. КОВАЛЬ**, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник,

**В. В. ЛУК'ЯНЧУК**, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

**В. В. ЛІСОВЕНКО**, старший науковий співробітник,

**О. М. ДОСКА**, науковий співробітник

(Науковий центр Повітряних Сил Харківського національного університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, м. Харків)

## **Загальні науково-методичні положення щодо організації та проведення робіт з продовження призначених показників зенітних керованих ракет. Оцінка техніко-економічної ефективності робіт**

Формулюються основні науково-методичні положення щодо техніко-економічної оцінки робіт з продовження призначених показників зенітних керованих ракет (ЗКР). Надається характеристика витрат, пов'язаних з продовженням призначених показників ЗКР. Розглянуті співвідношення для порівняльної оцінки витрат, пов'язаних з проведенням робіт з продовження призначених показників та закупівлею нових ЗКР. Наведені графіки, що дозволяють оцінити припустимі величини збільшення призначених показників, виходячи з наявних економічних ресурсів, а також графіки, які характеризують залежність тривалості продовжуваного терміну служби виробів від початково встановленого терміну служби ЗКР.

Ключові слова: роботи з продовження призначених показників, техніко-економічна оцінка, припустима величина збільшення призначених показників, тривалість продовжуваного терміну служби.

Формулируются основные научно-методические положения по технико-экономической оценке работ по продлению назначенных показателей зенитных управляемых ракет (ЗУР). Дается характеристика затрат, связанных с продлением назначенных показателей ЗУР. Рассмотрены соотношения для сравнительной оценки затрат, связанных с проведением работ по продлению назначенных показателей и закупкой новых ЗУР. Приведены графики, которые позволяют оценить допустимые величины увеличения назначенных показателей, исходя из имеющихся экономических ресурсов, а также графики, которые характеризуют зависимость продолжительности продлеваемого срока службы изделий от первоначально установленного срока службы ЗУР.

Ключевые слова: работы по продлению назначенных показателей, технико-экономическая оценка, допустимая величина увеличения назначенных показателей, продолжительность продлеваемого срока службы.

На теперішній час науково-методичне обґрунтування робіт з продовження призначених показників зенітних керованих ракет (далі – робіт з продовження) опрацьоване не достатньо повно. Так, відсутні технічні умови на складові частини зенітних керованих ракет (ЗКР), методики випробувань на надійність та інші методичні документи. На теперішній час також відсутні нормативно-правові документи, що визначають особливості порядку проведення цих робіт в умовах України. У попередній статті [1] були розроблені науково-методичні положення стосовно номенклатури призначених показників, відповідних показників надійності, а також порядку розробки структурних функціональних схем надійності ЗКР. Ця стаття є продовженням попередньої статті [5] й присвячена розробці науково-методичних положень щодо техніко-економічної ефективності робіт з продовження.

У відповідності до [2] для кожного типу ЗКР за результатами проведених робіт з продовження повинні розроблятися висновки з оцінкою економічної доцільності продовження призначених показників, а програма робіт з продовження повинна містити оцінку їх техніко-економічної ефективності. Тому на даний час актуальним є розробка науково-методичного апарату проведення техніко-економічної оцінки продовження призначених показників.

**Метою** статті є розробка загальних науково-методичних положень щодо оцінки техніко-економічної ефективності робіт з продовження призначених показників ЗКР.

Техніко-економічна оцінка продовження призначених показників (ПП) проводиться з метою оцінки можливості і доцільності продовження ПП ЗКР на величину продовжуваного терміну служби виробів  $t$ . При цьому величину  $t$  можна встановлювати, виходячи з критерію  $t = \min(t_{ек}, t_{тех.})$ , де  $t_{ек.}$ ,  $t_{тех.}$  – величини продовжуваного терміну служби виробів, що встановлюються за результатами технічної або економічної оцінки продовження ПП відповідно. При цьому технічна оцінка пов'язана з вимогами щодо припустимого рівня збільшення параметра потоку відмов, тобто  $\omega(t) \leq \omega(t)_{до}$ , де  $\omega(t)_{до}$  – гранично припустимий рівень параметра потоку відмов.

Далі основні положення статті наведені для економічної оцінки ефективності робіт з продовження ПП.

При плануванні робіт з продовження замовник повинен передбачити:

витрати на виконання робіт з оцінки можливості збільшення ПП на величину  $t$  понад початково встановлене значення  $T_e$ ;

витрати, пов'язані з реалізацією на кожній ЗКР заходів, необхідних для забезпечення експлуатації ЗКР у період, що продовжується  $[T_e, T_e + t]$ ;

додаткові витрати, обумовлені придбанням запасних частин (ЗЧ) для відновлення та підтримання працездатності парку ЗКР при їх експлуатації впродовж часу  $t$  у випадку їхніх відмов.

З іншого боку, збільшення величини ПП виключає витрати замовника на придбання нових ЗКР, які, якщо

буде потреба, повинні бути придбані для заміни ЗКР з вичерпаними ПП.

Якщо витрати на придбання нових ЗКР у кількості  $n$  ( $n$  – чисельність парку ЗКР) після закінчення терміну  $T_e$  становлять величину  $C_{зак}$ , а витрати на виконання досліджень з оцінки можливості збільшення ПП на час  $t$ , реалізацію необхідних заходів на кожній ЗКР і витрати на ЗЧ для  $n$  ЗКР становлять величину  $C_{\Sigma мин}$ , то припустиму величину  $t$  продовжуваного ПП можна визначити з умови

$$C_{зак}(t, T_e, n) = C_{\Sigma мин}(t, T_e, n). \quad (1)$$

Якщо після закінченні часу експлуатації  $T_e$  приймається рішення про придбання нових ЗКР у кількості  $n$ , то витрати на їх придбання можна оцінити за співвідношенням

$$C_{зак}(t, T_e, n) = C_0 n k_1(t, T_e), \quad (2)$$

де  $C_0$  – вартість однієї нової ЗКР,  $k_1(t, T_e)$  – коефіцієнт приведення витрат на придбання нових ЗКР до витрат  $C_{\Sigma мин}$ . Коефіцієнт  $k_1(t, T_e)$  визначається за співвідношенням  $k_1(t, T_e) = t / T_e$ .

Відзначимо, що у випадку поставки нових ЗКР замовник буде нести витрати, пов'язані з усуненням відмов, що виникають при експлуатації. У залежності (2) ці витрати не враховані, оскільки вони незначні через такі причини:

на всі нові ЗКР встановлюються певні гарантійні зобов'язання, за якими відмови усуваються за рахунок підприємства-виробника;

у нових ЗКР параметр потоку відмов  $\omega$  суттєво менший, ніж у ЗКР, що будуть експлуатуватися при продовженнях ПП.

Економічні витрати, пов'язані з продовженням ПП, можна розділити на три групи:

перша – витрати  $C_1$ , пов'язані з проведенням робіт з дослідження можливості збільшення ПП на величину  $t$  понад початково встановлене значення  $T_e$ , з визначенням необхідних для цього заходів;

друга – витрати  $C_2$ , пов'язані з реалізацією на кожній ЗКР заходів із забезпечення експлуатації на період, що продовжується,  $[T_e, T_e + t]$ ;

третя – витрати  $C_3$ , пов'язані з поставкою ЗЧ для відновлення та підтримання працездатного стану парку ЗКР протягом періоду, що продовжується  $[T_e, T_e + t]$ .

ЗКР різних типів характеризуються різною повнотою контролю працездатного стану при експлуатації, що знаходиться в діапазоні 0,4...0,7 [3]. У зв'язку з цим при оцінці економічної ефективності робіт з продовження ПП необхідно в складі ЗКР виділяти складові частини, працездатний стан яких перевіряється (контролюється) при експлуатації, та складові частини, технічний стан яких не перевіряється при експлуатації та оцінюється (досліджується) при виконанні робіт з продовження.

Сумарні витрати, пов'язані з продовженням ПП, можна визначити за співвідношенням

$$C_{\Sigma мин}(t, T_e, n) = C_1(t, T_e) + C_2(t, T_e, n) + C_3(t, T_e, n). \quad (3)$$

Величина витрат  $C_1$  залежить від типу кожної ЗКР, тривалості досліджень, видів випробувань тощо. На практиці для багатьох ЗКР значення  $C_1 \approx (2 \dots 10)C_0$ , де  $C_0$  – ціна нової ЗКР. Особливістю витрат  $C_1$  є незалежність їх величини від кількості ЗКР, що перебувають в експлуатації. При необхідності для окремих типів ЗКР можуть бути визначені емпіричні залежності для оцінки величини  $C_1$  як функції від величини продовжуваного періоду  $t$ .

Витрати  $C_2$  містять економічні витрати на виконання всіх заходів із забезпечення експлуатації у період, що продовжується. Величина витрат  $C_2$  змінюється від значення  $C_2 = 0$  у випадку ухвалення рішення про продовження ПП без виконання на кожному виробі будь-яких робіт до значення  $C_2 = C_{кр}n$ , де  $C_{кр}$  – вартість капітального ремонту (КР) однієї ЗКР, включаючи вартість нових комплектуючих виробів і деталей, виготовлених для заміни при КР. На відміну від витрат  $C_1$ , витрати на реалізацію заходів  $C_2$  залежать від кількості ЗКР, що перебувають в експлуатації.

Витрати на забезпечення експлуатації  $C_3$ , можна знайти за співвідношенням

$$C_3(t, T_e, n) = nC_{np}K_{зч\gamma}(t, T_e), \quad (4)$$

де  $n$  – чисельність парку ЗКР,  $C_{np}$  – середня вартість усунення однієї відмови (поточного ремонту) ЗКР при експлуатації;  $\overline{K}_{зч\gamma}(t, T_e)$  – верхня довірча межа потрібної кількості ЗЧ рівня  $\gamma$ .

Величину  $\overline{K}_{зч\gamma}(t, T_e)$  з урахуванням [4] можна визначити (при відомій залежності  $\omega(t)$ ) за співвідношенням

$$\overline{K}_{зч\gamma}(t, T_e) = \int_{T_e}^{T_e+t} \omega(\tau) d\tau + \left[ \frac{\gamma \int_{T_e}^{T_e+t} \omega(\tau) d\tau}{1-\gamma} \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (5)$$

де  $t$  – збільшене значення ПП понад початковий встановлений термін  $T_e$ , для якого визначається верхнє значення необхідної кількості ЗЧ;  $\gamma$  – прийняте значення довірчої імовірності;  $\omega$  – параметр потоку відмов ЗКР для продовжуваного показника на величину  $t$ .

Вид функції  $\omega(t)$ , як правило, встановлюється при виконанні робіт з продовження ПП. Для багатьох типів ЗКР функція  $\omega(t)$  за межами початково встановленого значення ПП  $T_e$  має вид лінійної або квадратичної залежності, коефіцієнти яких встановлюються методами регресійного аналізу за інформацією, отриманою при продовженні ПП.

При  $\omega(t) = \text{const}$  формула для визначення  $\overline{K}_{зч\gamma}(t, T_e)$  приймає вид

$$\overline{K}_{зч\gamma}(t, T_e) = \alpha\gamma + \sqrt{\frac{\alpha\gamma}{1-\gamma}}. \quad (6)$$

Для спрощення приймемо, що протягом періоду  $[T_e, T_e + t]$  функція  $\omega(t) = \text{const}$ , тоді, підставивши (2), (4), (5) в (1), отримаємо

$$C_0 n \frac{t}{T_e} = C_1 + C_2 + nC_{np} \left[ \alpha\gamma + \sqrt{\frac{\alpha\gamma}{1-\gamma}} \right]. \quad (7)$$

Співвідношення (7) можна використовувати для отримання оцінок можливого збільшення значення ПП  $t$  для ЗКР, працездатний стан яких у процесі експлуатації може бути відновлений з використанням запасних частин.

З (7) можна визначати припустиме значення економічних витрат на виконання досліджень зі збільшення ПП на величину  $t$  і реалізацію заходів, необхідних для цього.

Величину додаткових витрат визначимо з умови

$$C_2 + C_3 \leq C_0 n \frac{t}{T_e} - nC_{np} \left[ \alpha\gamma + \sqrt{\frac{\alpha\gamma}{1-\gamma}} \right]. \quad (8)$$

На рис. 1 зображені графіки залежностей, побудовані за співвідношенням (9). Ці графіки характеризують залежність припустимих економічних витрат від тривалості продовжуваного терміну служби виробів  $t$  при фіксованих значеннях початково встановленого терміну служби виробів  $T_e$ . Розрахунки проводилися при  $C_0 = 100 \cdot 10^3$  у.о.,  $C_{np} = 200$  у.о.,  $n = 800$ ,  $\omega = 0,02$ ,  $\gamma = 0,8$ .

З аналізу графіків залежностей на рис. 1 можна зробити такі висновки:

при збільшенні величини продовжуваного терміну служби збільшуються економічні витрати на виконання досліджень щодо збільшення ПП на величину  $t$  і реалізацію заходів, необхідних для цього;

при проведенні робіт з продовження на один і той же період для виробів з меншими початково встановленими термінами служби припустимі економічні витрати є більшими, ніж при проведенні робіт з продовження для виробів з більшими початково встановленими термінами служби.

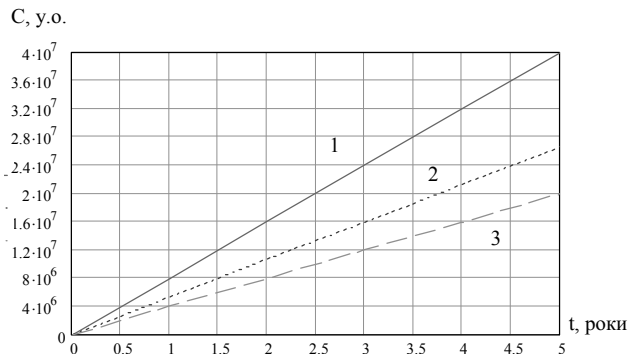


Рис. 1. Графіки залежностей припустимих економічних витрат від тривалості продовжуваного терміну служби

виробів  $t$  при різних  $T_e$ :

1 – при  $T_e = 10$  років, 2 – при  $T_e = 15$  років,

3 – при  $T_e = 20$  років

Із залежності (7) може бути визначена припустима величина збільшення ПП при відомих витратах, тобто можна отримати рівняння для визначення величини  $t$ :

$$At - B = \sqrt{Dt}, \quad (9)$$

де  $A = \frac{C_0}{C_{np}T_e} - \omega$ ,  $B = \frac{C_2 + C_3}{nC_{np}}$ ,  $D = \frac{\omega\gamma}{1-\gamma}$ .

3 (9) можна отримати

$$t = \frac{2AB + D + \sqrt{4ABD + D^2}}{2A^2}. \quad (10)$$

На рис. 2 наведені графіки залежностей, що побудовані за співвідношенням (10). Ці графіки характеризують залежність тривалості продовжуваного терміну служби виробів  $t$  від початково встановленого терміну служби виробів  $T_c$  при різних фіксованих витратах на заходи в період, що продовжується. Розрахунки проводилися при  $C_0 = 100 \cdot 10^3$  у.о.,  $C_2 = 700 \cdot 10^3$  у.о.,  $C_{np} = 200$  у.о.,  $n = 800$ ,  $\omega = 0,02$ ,  $\gamma = 0,8$ .

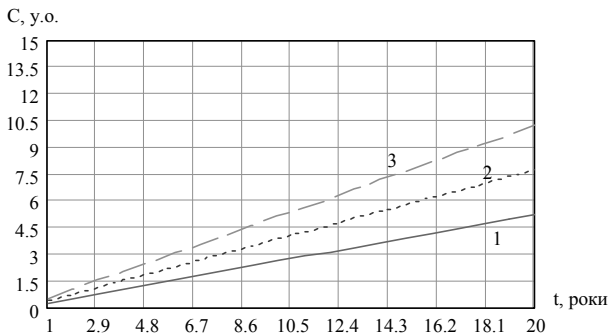


Рис. 2. Графіки залежностей тривалості продовжуваних термінів служби виробів  $t$  від початково встановленого терміну служби виробів  $T_c$  при різних величинах витрат  $C_3$ :  
1 – при  $C_3 = 20 \cdot 10^6$  у.о., 2 – при  $C_3 = 30 \cdot 10^6$  у.о.,  
3 – при  $C_3 = 40 \cdot 10^6$  у.о.

З аналізу графіків залежностей на рис. 2 можна зробити висновок, що для збільшення величини продовжуваного терміну служби потрібно збільшувати економічні витрати на виконання досліджень щодо збільшення ПП на величину  $t$  і реалізацію заходів, необхідних для цього.

За співвідношенням (10) можна знайти припустиму величину збільшення ПП  $t$ , виходячи з наявних економічних ресурсів на продовження ПП та забезпечення експлуатації ЗКР на період, що продовжується.

Залежності (8), (10) отримані за умови, що продовжуване значення  $t$  перебуває в межах  $0 < t < T_c$ . Враховуючи, що продовження ПП проводиться поетапно, при розрахунках за формулами (8), (10) значення  $T_c$  приймаються рівними величині ПП ЗКР, яка встановлена за результатами робіт на попередньому етапі. При цьому умова  $0 < t < T_c$  завжди буде виконуватися.

Будь-яка ЗКР складається зі складових частин і до неї є запасні частини. У зв'язку із цим при виконанні розрахунків за співвідношеннями (8), (10) середню ціну усунення однієї відмови можна знайти за співвідношенням

$$C_{np} = \sum_{i=1}^z C_{npi} \omega_i / \sum_{i=1}^z \omega_i, \quad (11)$$

де  $z$  – кількість запасних частин  $i$ -го типу;  $C_{npi}$  – вартість запасних частин  $i$ -го типу.

Якщо до складу ЗКР входять складові частини, працездатність яких не перевіряється при експлуатації, то ці складові частини підлягають випробуванням з оцінки

можливостей збільшення їх ПП, і за результатами цих робіт можуть бути прийняті такі рішення:

варіант А: значення ПП збільшується до необхідної величини без проведення будь-яких заходів;

варіант Б: після закінчення початково встановлених значень ПП складові частини даного типу на всіх виробках парку повинні бути замінені на нові;

варіант В: після закінчення початково встановленого значення ПП усі ЗКР парку повинні пройти КР.

За варіантом А очевидно, що для таких складових частин для виконання робіт зі збільшення ПП необхідні витрати тільки на проведення досліджень  $C_{li}$ , при цьому їхня величина повинна задовольняти умову

$$C_{li} \leq C_{0li} n, \quad (12)$$

де  $C_{0li}$  – ціна одного комплекту нової складової частини з урахуванням вартості виконання робіт з її заміни на ЗКР.

За варіантом Б необхідні витрати на проведення досліджень  $C_{li}$ , на придбання нових запасних частин і на проведення робіт з їхньої установки на ЗКР. Цей варіант найменш економічно вигідний внаслідок того, що витрати на його реалізацію перевищують витрати на придбання та установку нових складових частин, тобто

$$C_{li} + \sum_{i=1}^p C_{2li} \geq C_{0li} n. \quad (13)$$

За варіантом В необхідні витрати на проведення досліджень з метою визначення обсягу КР для продовження ПП на значення  $t$ , на виконання ремонту  $C_{2kp} = n \sum_{i=1}^r C_{2kpi}$ , де  $C_{2kpi}$  – вартість КР однієї складової частини. У цьому випадку сумарні витрати на дослідження і КР повинні задовольняти умову

$$C_{li} + C_{2kp} \leq C_{0li} n. \quad (14)$$

За умовами (13) і (15) необхідно проводити оцінку доцільності проведення робіт зі збільшення ПП для неконтрольованих складових частин.

**Висновки.** Таким чином, за результатами проведених досліджень можна дати такі рекомендації:

величину продовжуваного терміну служби виробів  $t$  доцільно встановлювати, виходячи з результатів проведення оцінки техніко-економічної ефективності робіт з продовження ПП за критерієм  $t = \min(t_{ек}, t_{тех.})$ ;

доцільність проведення робіт з продовження повинна обґрунтовуватися за результатами порівняння витрат на проведення робіт з продовження та забезпечення працездатності ЗКР у період, що продовжується, та витрат на закупівлю нових ЗКР у необхідній кількості;

при проведенні робіт з продовження для виробів з меншими початково встановленими термінами служби припустимі економічні витрати можуть бути збільшені в порівнянні з витратами при проведенні робіт з продовження для виробів з більшими початково встановленими термінами служби.



## СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Ланецький Б. М., Коваль І. В., Лук'янчук В. В., Попов В. П. Загальні науково-методичні положення з організації та проведення робіт з продовження призначених показників зенітних керованих ракет. Номенклатура призначених показників, структурно-функціональні схеми надійності // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. 2017. № 1 (26). С. 65–70.
2. ГОСТ В 15.702. Порядок установления и продления назначенных ресурса, срока службы, срока хранения. Основные положения.
3. Ланецкий Б. Н., Жуков В. С., Алексеев А. С. Основы теории надежности, эксплуатации и ремонта средств зенитных ракетных систем : учеб. пособие. Ч.1 / под ред. Б. М. Ланецкого. – Х.: ХУПС, 2009г. – 509с.
4. Ланецкий Б. Н., Коваль И. В., Шоколовский А. А., Попов В. П., Борисенко К. В. Рекомендации по обоснованию объёмов испытаний зенитных управляемых ракет при решении задач продления их назначенных показателей // Системы обработки информации. 2014. Вып. 4 (120). С. 25–31.
5. Ланецький Б. М., Коваль І. В., Лук'янчук В. В. Методичні рекомендації щодо визначення кількості зенітних керованих ракет та ракетних двигунів для контрольних льотних та вогневих стендових випробувань при виконанні завдань продовження призначених показників // Озброєння та військова техніка. 2017. № 1 (13). С. 34–38.

**Рецензент О. Б. Леонтєв**, д-р техн. наук, проф.  
(Науковий центр Повітряних Сил Харківського національного університету Повітряних Сил ім. І. Кожедуба)

УДК 623.463.5.001.57

**С. В. ГЕРАСИМОВ,***доктор технічних наук, старший науковий співробітник,***О. М. БАРАНИК,** *викладач**(Харківський національний університет  
Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, м. Харків)*

## Вибір показників для оцінювання технічного стану авіаційного ракетного озброєння

*Показано, що переведення авіаційного ракетного озброєння на експлуатацію за технічним станом передбачає посилення ролі операцій з вимірювання та контролю його параметрів і характеристик з метою визначення дійсного технічного стану та прийняття обґрунтованих рішень щодо його подальшої експлуатації. Це потребує обґрунтованого вибору показників для оцінювання технічного стану. Запропонована система показників ефективності контролю технічного стану авіаційного ракетного озброєння. Показаний взаємозв'язок цих показників на різних рівнях взаємодії.*

*Ключові слова: авіаційне ракетне озброєння, контроль технічного стану, показники ефективності, достовірність і вартість контролю.*

*Показано, что перевод авиационного ракетного вооружения на эксплуатацию по техническому состоянию предусматривает усиление роли измерения и контроля его параметров и характеристик с целью определения действительного технического состояния и принятия обоснованных решений относительно его дальнейшей эксплуатации. Это требует обоснованного выбора показателей для оценивания технического состояния. Предложена система показателей эффективности контроля технического состояния авиационного ракетного вооружения. Показана взаимосвязь этих показателей на разных уровнях взаимодействия.*

*Ключевые слова: авиационное ракетное вооружение, контроль технического состояния, показатели эффективности, достоверность и стоимость контроля*

Результати аналізу технічного стану авіаційного ракетного озброєння (ракет класів “повітря – поверхня”, “повітря – повітря” і пускового обладнання) показують, що гарантійні терміни його експлуатації вже повністю вичерпано [1]. Основні шляхи підтримання справності авіаційного ракетного озброєння (АРО) визначені в “Концепції підтримання справності та бойового потенціалу авіаційної техніки авіації Повітряних Сил Збройних Сил України на період до 2025 року” [2]:

проведення досліджень і робіт з продовження встановлених показників експлуатації;

переведення АРО на експлуатацію за технічним станом;

відновлення справності (підвищення надійності) АРО та його складових частин шляхом ремонту та контролю-відновних робіт.

Переведення АРО на експлуатацію за технічним станом передбачає посилення ролі операцій з вимірювання та контролю його параметрів і характеристик з метою визначення дійсного технічного стану озброєння та прийняття обґрунтованих рішень щодо його подальшої експлуатації. При цьому ефективність контролю технічного стану АРО істотно впливає як на готовність до застосування авіаційної техніки в цілому, так і на бойові можливості цієї техніки при виконанні поставлених задач.

Підвищення ефективності контролю технічного стану АРО неможливе без його аналізу за певними показниками. Саме отримання кількісних оцінок (показників) ефективності контролю технічного стану АРО є основою удосконалення (оптимального синтезу) технічних засобів і методів проведення такого контролю. За міру ефективності контролю використовують різні часткові та комплексні показники ефективності. Облік при обґрунтуванні показників ефективності контролю всіх найбільш важливих властивостей функціонування АРО є гарантією підвищення достовірності оцінки їхнього технічного стану.

У роботах [3–6] детально описані вимоги, що пред'являються до показників ефективності технічних засобів з вимірювання та контролю параметрів зразків озброєння, проте на практиці всі ці вимоги часто не виконуються [3], оскільки не використовується системний підхід до дослідження ефективності контролю технічного стану озброєння. Наприклад, “механічне” використання показників ефективності системи метрологічного забезпечення [4, 5] для опису контролю технічного стану зразків озброєння дає дуже грубі результати оцінки через те, що не враховуються специфічні особливості як засобів і методів контролю, так і не повно відображаються властивості об'єкта контролю. Спроби описати цільовий ефект контролю технічного стану без врахування особливостей функціонування зразків озброєння, для яких не формалізовані їхні властивості, показниками типу “продуктивність, вартість” приводять до незрозумілої оцінки, що не має фізичного сенсу. Наприклад, засіб контролю А визначає технічний стан 10 зразків АРО за годину при вартості  $C_1$ . При цьому засіб контролю В визначає технічний стан 7 зразків АРО за

годину при вартості  $C_2$ , де  $C_1 > C_2$ . Однак відсутність при такому підході даних про достовірність контролю технічного стану  $D$  і оцінку витрат на невиконання авіаційним засобом бойового завдання через використання несправного АРО  $C_p$  не дозволяє оптимальним чином визначити як засіб контролю, так і метод його проведення. Існуючі показники ефективності контролю технічного стану не надають повної інформації ані про номенклатуру обслуговуваних типів АРО, ані про кількість засобів контролю кожного типу для цього, ані характеризують витрати через помилкові висновки про технічний стан АРО. Таким чином, відсутність узагальненого показника ефективності контролю технічного стану АРО викликає необхідність розробки системи показників ефективності.

**Метою** статті є розробка та обґрунтування системи показників для оцінювання технічного стану авіаційного ракетного озброєння.

Застосування засобів вимірювання та контролю параметрів АРО при контролі його технічного стану є складним процесом, що характеризується множиною властивостей як засобів (включаючи відповідні методи) контролю (обслуговуюча система), так і бойових можливостей самого озброєння, помилки при визначенні технічного стану якого можуть привести до значних збитків (втрат).

При розробці системи показників ефективності пропонується використовувати метод декомпозиції та структуризації загального завдання оцінки ефективності на часткові завдання. Запропоновано чотири рівні декомпозиції загального завдання оцінки ефективності контролю технічного стану АРО.

На 1-му рівні декомпозиції за об'єкт контролю розглядається типаж засобів контролю (їх сукупність) технічного стану АРО. При цьому засоби контролю розглядаються як обслуговуюча система, що складається з чотирьох підсистем: транспортної, вимірювання та контролю параметрів (обслуговування), підготовки до роботи (використання методів контролю), особового складу (кваліфікація, досвід роботи, тарифікація). Стратегією контролю при цьому є оптимальний перелік засобів контролю та час їх прибуття.

На 2-му рівні декомпозиції за об'єкт контролю розглядається типаж АРО, що характеризується номенклатурою типів і кількістю. Засоби контролю розглядаються як багатоканальна система, де канали – це робочі місця. Стратегією контролю при цьому є оптимальний графік контролю технічного стану АРО (надходження зразків на обслуговування, час обслуговування, при необхідності час на ремонтно-відновлювальні роботи).

Для 3-го рівня об'єктом контролю є тип засобу контролю (одиничний зразок), а обслуговуюча система – це робочі еталони і допоміжне обладнання, яке використовується для передачі одиниці фізичної величини від еталона до зразка АРО. Стратегією контролю при цьому є спосіб експлуатації засобу контролю, що виключає у тому числі вплив явних і скритих відом на достовірність контролю технічного стану АРО,

своєчасність обслуговування (визначення метрологічних характеристик засобів контролю),

На 4-му рівні об'єктом контролю є витрати на помилкове визначення технічного стану АРО. Стратегією контролю при цьому є достовірність визначення поточного стану АРО і витрати на утилізацію справного озброєння та на експлуатацію несправного озброєння.

Для структуризації узагальненого показника ефективності контролю технічного стану АРО на часткові за рівнями декомпозиції завдання та часткові показники проведений аналіз відповідності властивостей АРО і засобів контролю рівням декомпозиції завдання та складовим ефективності: результативності, оперативності та економічності.

Застосування засобів і методів контролю при визначенні поточного технічного стану АРО є стохастичним процесом, що характеризується деяким вектором параметрів. Звідси завдання оцінки ефективності застосування визначеної номенклатури засобів контролю для визначення технічного стану типажу АРО є завданням оцінки ефективності за векторним показником в умовах стохастичної невизначеності. При цьому невизначеністю обслуговуючого персоналу можна нехтувати через строгу регламентацію його діяльності керівними і нормативними документами.

Узагальнений показник ефективності контролю технічного стану АРО є комплексним показником, оскільки ефективність застосування засобів контролю як обслуговуючої системи характеризується готовністю АРО до застосування за результатами контролю (цільовий ефект) при понесених часових і економічних витратах (побічні ефекти). Математично узагальнений показник ефективності запишемо так:

$$W = f \left( \left\langle K_r, t_{об}, C_{об}, D_{об}, C_p \right\rangle; \left\langle K_r^{TP}, t_{об}^d, C_{об}^d, D_{об}^d, C_p^d \right\rangle \right), \quad (1)$$

де  $f$  – функція відповідності вектора результату контролю вектору мети контролю;  $K_r, K_r^{TP}$  – реальний і потрібний коефіцієнти готовності парку АРО до застосування; що характеризують результативність контролю;  $t_{об}, t_{об}^d$  – реальний і допустимий час контролю типу АРО, що характеризують оперативність контролю;  $C_{об}, C_{об}^d$  – реальна та допустима вартості витрат на контроль типажу АРО, що характеризують економічність контролю;  $D_{об}, D_{об}^d$  – реальна та допустима достовірність визначення технічного стану АРО за результатами контролю, що характеризують оперативність і економічність контролю;  $C_p, C_p^d$  – реальна та допустима вартості витрат на помилки у визначенні технічного стану АРО за результатами контролю, що характеризують економічність контролю.

Проведена декомпозиція завдання дозволяє говорити про необхідність розробки системи показників ефективності контролю технічного стану АРО, яка повинна забезпечити оцінку ефективності на математичних моделях відомими математичними методами. Методи оцінки ефективності за векторним показником мають істотні обмеження, що накладаються теоремою

Парретто [7], неприйнятні для оцінки ефективності контролю, оскільки складові узагальненого показника ефективності (1) залежать один від одного. Способом подолання цього протиріччя є скаляризація такого показника та вибір функції відповідності [7].

З відомих методів скаляризації вибраний метод головного показника, оскільки завдання оцінки ефективності можна описати вартістю витрат  $C_{об}$  на контроль типу АРО при забезпеченні необхідної готовності  $K_{г}^{тр}$  АРО до застосування шляхом проведення контролю його технічного стану за допустимий час  $t_{об}^д$  при забезпеченні потрібного рівня достовірності визначення поточного технічного стану АРО і мінімізації витрат на помилки контролю.

Запропонована система показників ефективності контролю показана на рис. 1.

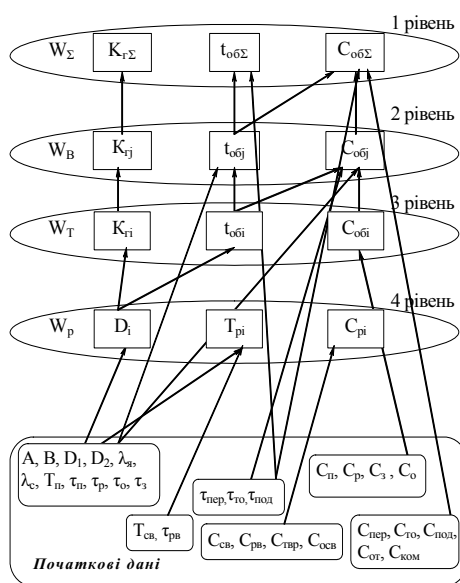


Рис. 1. Система показників ефективності контролю технічного стану АРО

На рис. 1 введені такі позначення:

$T_п, \lambda_я, \lambda_с$  – періодичність контролю, інтенсивності явної та прихованої відмов засобів контролю відповідно;

$D_1, D_2, A, B$  – апіорна достовірність відповідно визнання працездатного АРО придатним до застосування, непрацездатного АРО непридатним до застосування та помилки контролю 1-го та 2-го роду;

$\tau_п, \tau_р, \tau_о, \tau_з, C_п, C_р, C_о, C_з$  – тривалості контролю (перевірки), ремонту, обміну та заміни несправного АРО та питомі (приведені на одиницю вартості типу АРО) вартості витрат відповідно;

$\tau_{рв}, \tau_{св}, C_{рв}, C_{св}$  – тривалість і вартості витрат на розгортання та згоргання засобів контролю та АРО для проведення операцій з визначення технічного стану АРО відповідно;

$\tau_{пер}, \tau_{то}, \tau_{под}$  – сумарний час, витрачений на переміщення засобів контролю, час на технічне обслуговування та підготовку до контролю засобів контролю відповідно;

$C_{свр}, C_{осв}, C_{пер}, C_{то}, C_{под}, C_{от}, C_{ком}$  – вартості витрат відповідно на підтримку температурного режиму,

вологості, освітлення, переміщення, технічне обслуговування, підготовку та навчання операторів, оплату праці обслуговуючого персоналу в одиницю часу відповідно;

$K_{гΣ}, K_{гj}, K_{гi}, t_{обΣ}, t_{обj}, t_{оби}$  – коефіцієнти готовності та тривалість контролю типажів АРО відповідно, j-м типом й i-м засобом контролю;

$C_{обΣ}, C_{обj}, C_{оби}$  – вартості витрат контролю технічного стану типу АРО відповідно;

$W_Σ, W_B, W_T, W_p$  – показники ефективності контролю технічного стану АРО відповідно.

Частковий показник ефективності  $W_T$  i-го типу засобів контролю (3 рівень декомпозиції) описується виразом

$$W = M[C_{оби}], \text{ при } K_{гi} \geq K_{гi}^{тр}, t_{оби} \leq t_{оби}^д, \quad (2)$$

де  $i = \overline{1, n}$ , n – кількість типів засобів контролю, що потрібні для контролю технічного стану АРО;  $M[\ ]$  – знак математичного сподівання.

Показник ефективності  $W_B$  контролю j-го типу АРО (2 рівень декомпозиції) описується формулою

$$W_B = M[C_{обj}] = M \left[ \sum_k C_{kj} + C_{св} + C_{рв} + C_{свр} + C_{осв} \right], \quad (3)$$

при  $K_{гj} \geq K_{гj}^{тр}, t_{обj} \leq t_{обj}^д$ , де  $\tau_k, C_k$  – сумарні тривалість роботи і вартість витрат k-го робочого місця на контроль АРО j-го типу відповідно, а  $K_{гj}$  знаходять так:

$$K_{гj} = \frac{\sum m_{ij}}{\sum n_{ij}}, \quad (4)$$

де  $m_{ij}, n_{ij}$  – кількість АРО i-го типу j-го підрозділу, що задовольняють нерівності (2), і загальна кількість АРО, що потребують контролю, відповідно.

Узагальнений показник ефективності  $W_Σ$  контролю технічного стану АРО (1 рівень декомпозиції) представимо виразом

$$W_Σ = M[C_{обΣ}] = M \left[ \sum_{\ell} C_{\ell} \right], \quad (5)$$

при  $K_{гΣ} \geq K_{гΣ}^{тр}, t_{обΣ} \leq t_{обΣ}^д$ , де  $C_{\ell}$  – вартості витрат підсистем обслуговування на контроль типу АРО,  $\ell = \overline{1, 4}$  – номери підсистем: обслуговування, транспортної, підготовки до роботи, особового складу, а  $K_{гΣ}$  розраховується за формулою

$$K_{гΣ} = \frac{\sum K_{гj}}{\sum_{i,j} n_{ij}}. \quad (6)$$

При розробці системи показників ефективності цільового контролю технічного стану АРО реалізовані принципи стохастичного детермінізму та послідовного зняття невизначеності за рахунок переходу від стохастичних початкових даних до їх математичних сподівань: формули (2), (3), (4).

**Висновки.** У статті вперше запропонована система показників ефективності контролю технічного стану

авіаційного ракетного озброєння при визначенні його поточного стану, що дозволяє методами математичного моделювання реалізувати оцінювання ефективності застосування засобів контролю. Вона відповідає загальним вимогам, що пред'являються до показників ефективності:

показники ефективності всіх рівнів однакові за формою та мають однакову розмірність;

показники ефективності мають ясний фізичний зміст;

показники ефективності кожного рівня декомпозиції враховують особливості засобів контролю, характерні для розглянутих вище часткових завдань оцінки ефективності операцій контролю.

Подальші дослідження будуть присвячені математичному моделюванню процесу контролю технічного стану окремих типів авіаційного ракетного озброєння відповідними засобами та методами на основі розробленої системи показників ефективності, а також розробці методики оцінювання ефективності контролю, що описує процес оцінювання від збору та підготовки початкових даних до отримання кількісних оцінок ефективності контролю.

### СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Харченко О. В., Пащенко С. В., Юхачов В. В. Експлуатація військової техніки за технічним станом – вимога часу // Наука і оборона. 2011. № 3. С. 51–56.
2. Концепції підтримання справності та бойового потенціалу авіаційної техніки авіації Повітряних Сил

Збройних Сил України на період до 2025 року : затверджена наказом Міністра оборони України від 16.09.2011 № 572.

3. Морозов О. О. Оцінка ефективності системи метрологічного забезпечення // Системи обробки інформації : зб. наук. праць. 2001. Вип. 1 (11). С. 115–119.
4. Нудьга А. П. Обобщенный показатель эффективности средств измерений и контроля одиночного образца // Системи обробки інформації : зб. наук. праць. 2000. Вип. 2 (88). С. 43–45.
5. Спренне В. С. Математическая модель операции метрологического обслуживания единичного объекта // Системи обробки інформації : зб. наук. праць. 2000. Вип. 1 (7). С. 21–25.
6. Чинков В. Н., Герасимов С. В. Методика оценки эффективности проведения метрологического обслуживания сложных образцов вооружения и военной техники // Системи обробки інформації : зб. наук. праць. 2003. Вип. 3. С. 130–135.
7. Надежность и эффективность в технике : справоч. : в 10 т. Т. 3. Эффективность технических систем / под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. М. : Машиностроение, 1988. 328 с.

Надійшла до редколегії 03.08.2017

**Рецензент О. І. Тимочко**, д-р техн. наук, проф.  
(Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба)

УДК 621.396.67

**С. В. ГЕРАСИМОВ,***доктор технічних наук, старший науковий співробітник,***О. О. ЖУРАВЛЬОВ,** *кандидат технічних наук, доцент**(Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, м. Харків)*

## Оцінка коефіцієнта лобового опору снаряда методами поліноміальної апроксимації та інтерполяції координат центра мас на етапі льотно-конструкторських випробувань

*Розроблена процедура оцінки середнього на ділянці балістичної траєкторії значення коефіцієнта лобового опору снаряда методами апроксимації та інтерполяції координат центра мас кубічними поліномами при виконанні потрібних умов збіжності таких поліномів. Коефіцієнти полінома, що апроксимує, розраховуються за параметрами, які визначають початкові умови польоту снаряда, його конструкцію та локальний аерогравітаційний простір. Коефіцієнти полінома, що інтерполіює, визначаються методом найменших квадратів за даними зовнішньотраєкторних вимірювань. Проведені оцінка похибок визначення коефіцієнта лобового опору снаряда та оцінки можливості використання деяких станцій зовнішньотраєкторних вимірювань для високоточного визначення вказаного коефіцієнта.*

*Ключові слова: коефіцієнт лобового опору, кубічний поліном, апроксимація, інтерполяція, станція зовнішньотраєкторних вимірювань, відносна похибка.*

*Разработана процедура оценки среднего на участке баллистической траектории значения коэффициента лобового сопротивления снаряда методами аппроксимации и интерполяции координат центра масс кубическими полиномами при выполнении требуемых условий схождения таких полиномов. Коэффициенты аппроксимирующего полинома рассчитываются по параметрам, определяемым начальными условиями полета снаряда, его конструкцией и локальным аэрогравитационным пространством. Коэффициенты интерполирующего полинома определяются методом наименьших квадратов по данным внешнетраекторных измерений. Проведены оценка погрешностей определения коэффициента лобового сопротивления снаряда и оценки возможности использования некоторых станций внешнетраекторных измерений для высокоточного определения указанного коэффициента.*

*Ключевые слова: коэффициент лобового сопротивления, кубический полином, аппроксимация, интерполяция, станция внешнетраекторных измерений, относительная погрешность*

Відомо, що високоточне вирішення ряду практично важливих балістичних задач, що виникають при дослідженнях польоту артилерійських снарядів, реактивних снарядів (ракет) реактивних систем залпового вогню, ракет тактичного (оперативно-тактичного) призначення (далі – снарядів), що розробляються або модернізуються, потребує високої точності визначення значення коефіцієнта лобового опору  $C_x(M)$ , яке повинно характеризуватися відносною похибкою не більше  $(0,2 \dots 0,3) \%$  в усьому діапазоні швидкості польоту снаряда [1].

На етапі льотно-конструкторських випробувань снарядів на полігонах за допомогою станцій зовнішньотраєкторних вимірювань (ЗТВ) проводять вимірювання параметрів їх польоту. Точність вимірювань параметрів польоту снарядів залежить від точності розрахунків значень коефіцієнта лобового опору.

Визначення коефіцієнта опору ґрунтується на аналітичних співвідношеннях, що зв'язують  $C_x(M)$  з параметрами, що вимірюються. Для отримання таких співвідношень використовують приблизні розв'язки рівнянь руху при потрібних припущеннях щодо закону руху снаряда та закону зміни коефіцієнта опору. Тому розробка математичних методів визначення коефіцієнта лобового опору снаряда за даними ЗТВ і оцінки впливу похибок цих станцій на похибки його розрахунків є актуальною науковою задачею.

У роботі [2] наведені детерміновані, статистичні методи визначення коефіцієнта лобового опору, а також методи непрямої та прямої апроксимації.

У методі непрямої апроксимації використовуються параметри, що вимірюються відповідними методами та засобами, а залежність коефіцієнта лобового опору розраховується за відомими співвідношеннями залежно від числа Маха.

У методі прямої апроксимації на основі апріорних даних для снаряда задається функціональна залежність коефіцієнта лобового опору від числа Маха та деяких параметрів, що оцінюються за результатами балістичних досліджень (випробувань). Для оцінки використовують рівняння руху, тому цей метод зводиться до класичної задачі параметричної ідентифікації системи диференціальних рівнянь.

Для отримання аналітичних співвідношень нехтують впливом сили тяжіння на рух центра мас снаряда – траєкторія вважається прямолінійною [3]. Також коефіцієнт  $C_x(M)$  замінюється середнім значенням на деякому інтервалі вимірювань або використовують нелінійну апроксимацію [2–5].

**Метою** статті є розробка методу оцінки коефіцієнта лобового опору снаряда методами апроксимації та інтерполяції координат його центра мас кубічними поліномами при виконанні умов збіжності поліномів на ділянці балістичної траєкторії.

Станція ЗТВ у вимірювальній системі координат (СК) виду  $O_0X_0Y_0Z_0$  на інтервалі часу  $t \in [t_0, t_1]$ , де  $t_0, t_1$  – моменти початку та закінчення сеансу вимірювань, у моменти часу  $t_i$  з дискретністю  $\Delta t$  формує значення кута місця  $\beta_i$ , азимута  $\alpha_i$  і похилій дальності  $D_i$  до снаряда, що містять

похибки  $\sigma_{D_i}$ ,  $\sigma_{\beta_i}$ ,  $\sigma_{\alpha_i}$  [3]. При цьому формуються вектори результатів вимірювань

$$\bar{U}_i = (t_i, D_i, \alpha_i, \beta_i)^T, \quad i = \overline{1, I},$$

$$\Delta t_i = t_i - t_{i-1} = \Delta t = \text{const},$$

де  $I$  – кількість вимірювань у сеансі.

**Задача.** За даними множини векторів результатів вимірювань  $\bar{U}_i$ ,  $i = \overline{1, I}$ , оцінити значення  $C_X(M)$ .

За даними векторів  $\bar{U}_i$ ,  $i = \overline{1, I}$ , проводиться обчислення радіус-векторів центра мас снаряда у вимірювальній СК виду  $O_0 X_0 Y_0 Z_0$  (рис. 1):

$$\bar{r}_{0i} = (x_{0i}, y_{0i}, z_{0i})^T. \quad (1)$$

Координати центра мас снаряда у вимірювальній СК виду  $O_0 X_0 Y_0 Z_0$  обчислюються за формулами

$$\begin{aligned} x_{0i} &= D_i \cos \beta_i \cos \alpha_i, \\ y_{0i} &= D_i \sin \beta_i, \\ z_{0i} &= D_i \cos \beta_i \sin \alpha_i. \end{aligned} \quad (2)$$

Далі проводиться перерахунок координат центра мас снаряда з вимірювальної СК виду  $O_0 X_0 Y_0 Z_0$  у стартову СК виду  $OXYZ$ :

$$\bar{r}_i = (x_i, y_i, z_i)^T = \bar{r}_{00} + M_{I \rightarrow CT} \bar{r}_{0i}, \quad (3)$$

$$M_{I \rightarrow CT} = \begin{pmatrix} \cos \varphi & 0 & -\sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{pmatrix},$$

де  $\bar{r}_{00}$  – радіус-вектор початку стартової СК у вимірювальній СК;  $M_{I \rightarrow CT}$  – матриця переходу від вимірювальної до стартової СК.

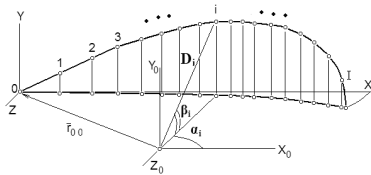


Рис. 1. Зв'язок між вимірювальною та стартовою системами координат

При статистичній обробці результатів вимірювань параметрів траєкторії снаряда, наприклад з використанням фільтра Калмана [7, 8], формуються табличні задані функції  $q(t_i)$ ,  $i = \overline{0, I}$ ,  $q$  – узагальнена координата, якій можна привласнювати символи  $x, y, z$ :

$$q := (x, y, z),$$

де  $x, y, z$  – координати центра мас снаряда в стартовій СК.

Дослідження закономірностей польоту снарядів у локальному аерогравітаційному просторі при допущеннях: Земля – площина з плоскопаралельним полем тяжіння з постійним значенням  $g$ ; атмосфера характеризується постійним значенням густини повітря  $\rho_c$ , без вітру; модель снаряда – матеріальна точка, що рухається у вертикальній площині стартової СК під дією сили лобового опору та земного тяжіння, – дозволило отримати аналітичний опис траєкторії у вигляді кубічного полінома [4]

$$y_0 = \sum_{n=0}^3 a_n^0 x^n. \quad (4)$$

Коефіцієнти  $a_n^0$ ,  $n = 0, 1, 2, 3$ , цього полінома виражаються через початкові умови польоту снаряда  $y_0, \theta_0, v_0$ , його конструктивні параметри  $d, m$ , коефіцієнт лобового опору  $C_X$ , середні значення густини повітря  $\rho_c$  та прискорення вільного падіння  $g_c$  у діапазоні висот польоту  $[y_0, y_m]$  за формулами [4]

$$a_0^0 = y_0, \quad a_1^0 = \text{tg } \theta_0, \quad (5)$$

$$a_2^0 = -\frac{g_c}{2 V_{x_0}^2}, \quad a_3^0 = -\frac{g_c \rho_c}{3 V_{x_0}^2} C_X \sigma, \quad (6)$$

$$\sigma = \frac{\pi d^2}{8m}, \quad V_{x_0} = V_0 \cos \theta_0, \quad (7)$$

$$g_c = \frac{g_0 R^2}{(y_0 + R)(y_m + R)}, \quad (8)$$

$$\rho_c = \frac{\rho_0}{\beta} \frac{1}{y_m - y_0} [\exp(-\beta y_0) - \exp(-\beta y_m)], \quad (9)$$

$$g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2, \quad R = 6371110 \text{ м},$$

$$\rho_0 = 1,225875 \text{ кг/м}^3, \quad \beta = 0,000141 \text{ м}^{-1},$$

де  $m, d$  – маса та діаметр снаряда відповідно;  $y_0, \theta_0, v_0$  – початкові значення висоти польоту, кута нахилу вектора швидкості та модуля вектора швидкості центра мас відповідно;  $y_m$  – максимальна висота ділянки траєкторії;  $g_0$  – прискорення вільного падіння біля поверхні Землі;  $R$  – радіус сферичної Землі;  $\rho_0$  – густина повітря біля Землі.

На рис. 2 зображені графіки балістичної траєкторії снаряда (позначені цифрою 1), що розрахована шляхом інтегрування системи диференціальних рівнянь руху матеріальної точки у вертикальній площині, та кубічного полінома (4) (позначені цифрою 2), що апроксимує ділянку НК балістичної траєкторії з високою точністю (рис. 2).

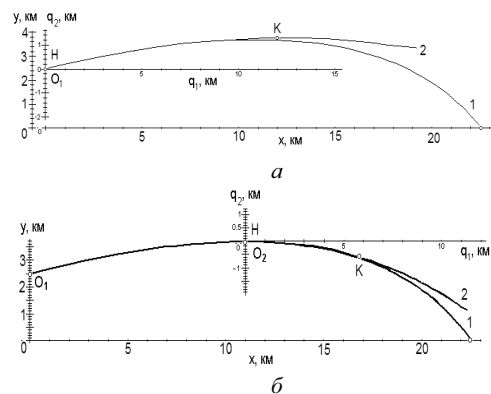


Рис. 2. Апроксимація ділянки НК балістичної траєкторії кубічним поліномом

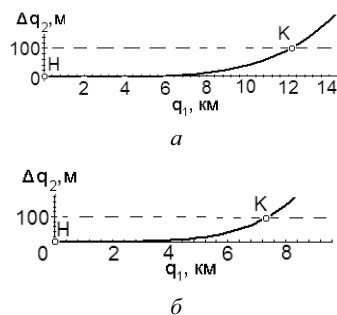


Рис. 3. Залежність методичної похибки апроксимації ділянки НК балістичної траєкторії снаряда кубічним поліномом від координати  $q_1$

Дослідження показали, що залежно від настільної або навісної траєкторії ділянка балістичної траєкторії максимальною довжиною 3...7 км, що складає 15...50% від повної дальності польоту снаряда, з високою точністю може бути апроксимована кубічним поліномом (4). Це дозволяє за коефіцієнтами цього полінома отримати формулу для оцінки середнього значення коефіцієнта СХ лобового опору снаряда на ділянці НК траєкторії. Для цього знайдемо співвідношення коефіцієнтів  $a_3^0$  і  $a_2^0$  та після перетворень отримаємо формулу для оцінки середнього значення коефіцієнта  $C_x$  на ділянці НК траєкторії:

$$C_x = 3,82 \frac{a_3^0}{a_2^0} \frac{m}{d^2} \frac{1}{\rho_c} \quad (10)$$

Значення коефіцієнтів  $a_2^0, a_3^0$  правої частини виразу (10) отримуємо на основі даних станцій ЗТВ.

Розраховані значення координат центра мас снаряда, що відповідають ділянці НК траєкторії, інтерполюються кубічним поліномом

$$y = \sum_{n=0}^3 a_n^* x^n \quad (11)$$

Значення коефіцієнтів  $a_n^*, n=0,1,2,3$ , цього полінома (11) визначаються методом найменших квадратів за множиною результатів вимірювань параметрів траєкторії ( $D_j, \alpha_j, \beta_j$ ),  $j = 1, \dots, J$ ;  $4 < J < I$ .

Знайдемо співвідношення коефіцієнтів  $a_3^*/a_2^*$  полінома (11) та після перетворень отримаємо формулу

$$\frac{a_3^*}{a_2^*} = \frac{L_2 D_{12} - L_1 D_{22}}{L_1 D_{21} - L_2 D_{11}} \quad (12)$$

де

$$D_{11} = (X_6 X_2 - X_5 X_3)(X_3 X_1 - X_2^2) - (X_5 X_1 - X_4 X_2)(X_4 X_2 - X_3^2), \quad (13)$$

$$D_{12} = (X_5 X_2 - X_4 X_3)(X_3 X_1 - X_2^2) - (X_4 X_1 - X_3 X_2)(X_4 X_2 - X_3^2), \quad (14)$$

$$D_{21} = (X_5 X_1 - X_4 X_2)(X_2 - X_1^2) - (X_4 - X_3 X_1)(X_3 X_1 - X_2^2), \quad (15)$$

$$D_{22} = (X_4 X_1 - X_3 X_2)(X_2 - X_1^2) - (X_3 - X_2 X_1)(X_3 X_1 - X_2^2), \quad (16)$$

$$L_1 = (C_3 X_2 - C_2 X_3)(X_3 X_1 - X_2^2) - (C_2 X_1 - C_1 X_2)(X_4 X_2 - X_3^2), \quad (17)$$

$$L_2 = (C_2 X_1 - C_1 X_2)(X_2 - X_1^2) - (C_1 - C_0 X_1)(X_3 X_1 - X_2^2), \quad (18)$$

$$= \sum_{j=1}^J x_j, \quad X_2 = \sum_{j=1}^J x_j^2, \quad X_3 = \sum_{j=1}^J x_j^3, \quad (19)$$

$$X_4 = \sum_{j=1}^J x_j^4, \quad X_5 = \sum_{j=1}^J x_j^5, \quad X_6 = \sum_{j=1}^J x_j^6, \quad (20)$$

$$C_0 = \sum_{j=1}^J y_j, \quad C_1 = \sum_{j=1}^J y_j x_j, \quad (21)$$

$$C_2 = \sum_{j=1}^J y_j x_j^2, \quad C_3 = \sum_{j=1}^J y_j x_j^3, \quad (22)$$

$x_j, y_j$  – координати центра мас снаряда у стартовій СК;  $j=1, J$ ,  $J$  – кількість точок, що вкладаються в ділянку траєкторії НК.

При виконанні умов

$$|\Delta X_H| \leq \epsilon_x, \quad \epsilon_x > 0, \quad \Delta X_H = x_H^* - x_H^0, \quad (23)$$

$$|\Delta X_K| \leq \epsilon_x, \quad \epsilon_x > 0, \quad \Delta X_K = x_K^* - x_K^0,$$

де  $x_H^*, x_H^0$  – найбільші негативні корні, а  $x_K^*, x_K^0$  – позитивні корні кубічних поліномів, що інтерполює та що апроксимує відповідно,  $\epsilon_x$  – задане мале число, на інтервалі  $x \in [x_1, x_{\bar{1}}]$  поліном, що інтерполює, буде співпадати з поліномом, що апроксимує, так що

$$|\Delta Y(x)| \leq \epsilon_y, \quad \epsilon_y > 0, \quad \Delta Y(x) = y^*(x) - y^0(x), \quad (24)$$

де  $\epsilon_y$  – задане мале число.

Тому можливо записати

$$\frac{a_3^0}{a_2^0} \approx \frac{a_3^*}{a_2^*} \quad (25)$$

Тоді підставимо в праву частину виразу (10) замість невідомого співвідношення коефіцієнтів  $a_3^0/a_2^0$  полінома (4) відоме співвідношення коефіцієнтів  $a_3^*/a_2^*$  полінома (11), що розраховується за формулою (25), та отримаємо формулу оцінки середнього значення коефіцієнта СХ на ділянці НК:

$$C_x = 3,82 \frac{a_3^*}{a_2^*} \frac{m}{d^2} \frac{1}{\rho_c} \quad (26)$$

Отримане значення коефіцієнта СХ віднесемо до середнього значення числа Маха з інтервалу  $[M_H, M_K]$ . Значення чисел Маха розраховуються за результатам ЗТВ методом, наведеним у [5].

Для визначення величини похибки розрахунків значень  $C_x$  на основі результатів ЗТВ параметрів траєкторії снаряда різними комплексами (системами) ЗТВ з різними показниками точності вимірювань зв'язок між середньоквадратичним відхиленням (СКВ)  $\sigma_{C_x}$  і похибками вимірювань, що характеризуються СКВ  $\sigma_D, \sigma_\alpha, \sigma_\beta$ , встановимо за два етапи.

Перший етап. Встановлюється зв'язок між  $\sigma_{C_x}$  та  $\sigma_{a_2^*}, \sigma_{a_3^*}, \sigma_{\rho_c}, \sigma_m, \sigma_d$ .

На другому етапі встановимо зв'язок між СКВ  $\sigma_{a_2^*}, \sigma_{a_3^*}$  та СКВ  $\sigma_D, \sigma_\alpha, \sigma_\beta$ .

Перший етап. При гіпотезі, що СКВ  $\sigma_{a_2^*}, \sigma_{a_3^*}, \sigma_{\rho_c}, \sigma_m, \sigma_d$  розрахунку значень  $\sigma_{a_2^*}, \sigma_{a_3^*}, \sigma_{\rho_c}, \sigma_m, \sigma_d$ , що входять до формули (26), статистично незалежні та розподілені за нормальним законом, а систематичні похибки дорівнюють нулю,  $\sigma_{C_x}^2$  визначається за формулою [6]

$$\sigma_{C_x}^2 = \left( \frac{\partial C_x}{\partial a_3^*} \right)^2 \sigma_{a_3^*}^2 + \left( \frac{\partial C_x}{\partial a_2^*} \right)^2 \sigma_{a_2^*}^2 + \left( \frac{\partial C_x}{\partial \rho_c} \right)^2 \sigma_{\rho_c}^2 + \left( \frac{\partial C_x}{\partial m} \right)^2 \sigma_m^2 + \left( \frac{\partial C_x}{\partial d} \right)^2 \sigma_d^2, \quad (27)$$

де

$$\frac{\partial C_x}{\partial a_3^*} = C_x \frac{1}{a_3^*}, \quad \frac{\partial C_x}{\partial a_2^*} = C_x \frac{1}{a_2^*}, \quad (28)$$

$$\frac{\partial C_x}{\partial m} = -C_x \frac{1}{m}, \quad \frac{\partial C_x}{\partial d} = -2C_x \frac{1}{d}, \quad (29)$$



$$\frac{\partial C_x}{\partial \rho_c} = -C_x \frac{1}{\rho_c}. \quad (30)$$

Підставимо вирази часткових похідних (28)–(30) в (27) та після перетворень отримаємо

$$\sigma_{C_x} = C_x \left[ \left( \frac{\sigma_{a_1}}{a_3} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{a_2}}{a_2} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_m}{m} \right)^2 + \left( 2 \frac{\sigma_d}{d} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{\rho_c}}{\rho_c} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (31)$$

Розділімо ліву та праву частини виразу (31) на  $C_x$  та запишемо формулу для оцінки відносної похибки  $\delta C_x$ :

$$\delta C_x = \frac{\sigma_{C_x}}{C_x} = \left[ \left( \frac{\sigma_{a_1}}{a_3} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{a_2}}{a_2} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_m}{m} \right)^2 + \left( 2 \frac{\sigma_d}{d} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{\rho_c}}{\rho_c} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (32)$$

де

$$\sigma_{\rho_c}^2 = \left( \frac{\sigma_y}{\Delta y} \right)^2 [\Delta \rho_H^2 + \Delta \rho_K^2], \quad (33)$$

$$\Delta y = y_K - y_H, \Delta \rho_H = \rho_C - \rho_H, \Delta \rho_K = \rho_K - \rho_C.$$

При підготовці до льотних випробувань значення  $m$  і  $d$  снаряда можливо визначити з високою точністю, значення  $\left( \frac{\sigma_m}{m} \right)^2 < 1, \left( 2 \frac{\sigma_d}{d} \right)^2 < 1$ , тому ними можливо знехтувати. Після спрощень (31), формулу для оцінки значення СКВ  $\delta C_x$  можна записати так:

$$\sigma_{C_x} \approx C_x \sqrt{\left( \frac{\sigma_{a_1}}{a_3} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{a_2}}{a_2} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{\rho_c}}{\rho_c} \right)^2}. \quad (34)$$

Формула (32) для оцінки відносної похибки  $\delta C_x$  після спрощення буде мати вигляд

$$\delta C_x \approx \sqrt{\left( \frac{\sigma_{a_1}}{a_3} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{a_2}}{a_2} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_{\rho_c}}{\rho_c} \right)^2}. \quad (35)$$

Значення коефіцієнтів кубічного полінома (11) пропонується розраховувати методом найменших квадратів на множині з  $J$  точок отриманої від станції ЗТВ вимірювальної інформації, що входить до ділянки НК траєкторії, яка інтерполюється поліномом. При фіксованій довжині ділянки НК значення відносної похибки  $\delta C_x$  залежать від кількості  $J$  точок, що увійшли до вибірки, та похибок вимірювання похилої дальності та кута місця танції ЗТВ.

Дослідження впливу кількості  $J$  точок вибірки на значення  $\delta C_x$  показало (рис. 4), що  $\delta C_x < 0,3\%$  при  $J \geq 50$ .

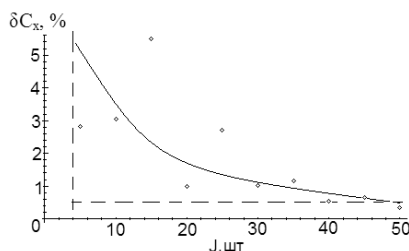


Рис. 4. Залежність відносної похибки коефіцієнта лобового опору  $\delta C_x$  від кількості точок на ділянці інтерполяції НК  $J$

Тому для зменшення значення похибки  $\delta C_x$  необхідно збільшувати кількість  $J$  точок вибірки, що входять до ділянки НК траєкторії фіксованої максимальної довжини 3...7 км. Однак з урахуванням того, що оцінюється середнє значення коефіцієнта  $C_x$  на ділянці НК, необхідно зменшувати довжину цієї ділянки. Це обумовлює вимоги до темпу оновлення вимірювальної інформації в станції ЗТВ. Наприклад, з урахуванням початкової швидкості снаряда, що складає 800...900 м/с, темп оновлення інформації  $\Delta t$  повинен бути менш ніж 0,1...0,05 с.

Другий етап. Отримати просту аналітичну залежність  $\sigma_{a_2}, \sigma_{a_3}$  від  $\sigma_D, \sigma_\alpha, \sigma_\beta$  неможливо у зв'язку з тим, що значення коефіцієнтів  $a_2, a_3$  розраховуються на множині з  $J$  точок методом найменших квадратів. Однак чисельним методом отримні залежності  $\delta C_x(\sigma_D)$  та  $\delta C_x(\sigma_{\alpha(\beta)})$ . Дослідження впливу похибок вимірювання похилої дальності  $\sigma_D$  (рис. 5), азимуту  $\sigma_\alpha$  та кута місця  $\sigma_\beta$  (рис. 6) на значення  $\delta C_x$  показало, що  $\delta C_x < 0,3\%$  при  $\sigma_D < 0,4$  м та при  $\sigma_{\alpha(\beta)} < 0,000005$  рад.

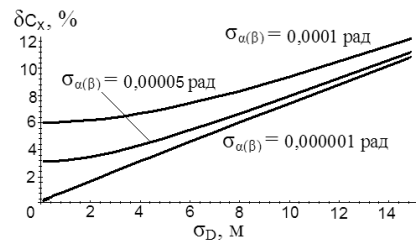


Рис. 5. Залежність відносної похибки коефіцієнта лобового опору  $\delta C_x$  від похибки вимірювань похилої дальності  $\sigma_D$

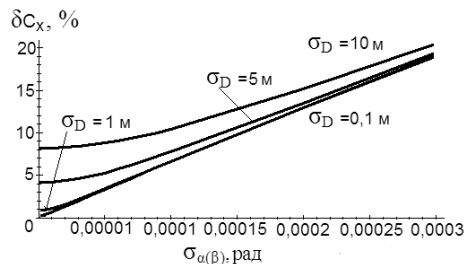


Рис. 6. Залежність відносної похибки коефіцієнта лобового опору  $\delta C_x$  від похибки вимірювань азимуту  $\sigma_\alpha$  та кута місця  $\sigma_\beta$  снаряда

Для перевірки отриманих результатів вибрано такі станції ЗТВ:

- 1) мобільну радіотехнічну станцію «Кама-Н»,
- 2) мобільну комбіновану лазерну інформаційно-вимірювальну систему з лазерним, телевізійним та інфрачервоним каналами (КЛІВС) [6, 9, 10].

Мобільна КЛІВС заснована на використанні двох модулів: лазерного та оптико-електронного, який складається з телевізійного та інфрачервоного каналів. За допомогою лазерного модуля, який використовує потужне лазерне випромінювання, здійснюється автоматичне супроводження снаряда при одночасному високоточному вимірюванні кутів азимута та місця, похилої дальності, радіальної та кутових (тангенціальних) швидкостей у реальному масштабі часу в денних і нічних умовах.

Таблиця 1 – Значення показників точності вимірювань параметрів

№ з/п	Найменування системи	Призначення	Максимальні можливості	Характеристики точності
1	«Кама-Н»	вимірювання параметрів руху D; $\alpha$ ; $\beta$	D = 25 км; $\alpha = 0^\circ \dots 360^\circ$ ; $\beta = 5^\circ \dots 90^\circ$	за відбитим сигналом: $\sigma_D = 8,14$ м, $\sigma_{\alpha, \beta} = 5'$
2	КЛІВС	вимірювання параметрів руху D; D'; $\alpha$ ; $\beta$ ; $\alpha'$ ; $\beta'$	D = 150 км	за відбитим сигналом: $\sigma_D < 0,4$ м; $\sigma_{\alpha, \beta} < 0,2''$ ; $\sigma_{D'} < 0,1$ м/с; $\sigma_{\alpha', \beta'} < 0,2''$

Завдяки раціональному вибору типу джерела лазерного випромінювання та режиму можливо збільшити енергетичний потенціал мобільної КЛІВС та обрати необхідну дальність її роботи.

Значення показників точності вимірювань параметрів зазначеними станціями наведені в табл. 1.

Дослідження впливу показників точності станцій «Кама-Н» та КЛІВС на точність визначення  $C_x$  показало, що перша станція забезпечує відносну похибку  $\delta C_x = 7 \dots 10\%$ , а друга –  $\delta C_x = 0,5 \dots 1,0\%$ .

**Висновки.** На основі аналітичного та статистичного методів отримано формулу (26) оцінки середнього значення  $C_x$  коефіцієнта лобового опору снаряда на ділянці балістичної траєкторії. Відмінністю її від відомих є те, що для розрахунків потрібні такі вихідні дані: J координат центра мас снаряда, значення його маси m та діаметра d, середнє значення густини повітря  $\rho_c$  у діапазоні висот  $u_H, u_K$  ділянки траєкторії. Значення коефіцієнта  $C_x$  відноситься до середнього значення числа Маха із інтервалу  $[M_H, M_K]$ . За фізичним змістом розглянутий метод є методом кусково-постійної апроксимації функції  $C_x(M)$ .

Для отримання значення відносної похибки  $\delta C_x < 0,3\%$  необхідно мати на ділянці балістичної траєкторії (максимальна довжина – 3...7 км) кількість точок вибірки  $J \geq 50$ .

Для забезпечення такої кількості точок на ділянці балістичної траєкторії снаряда, що рухається з початковою швидкістю 800...900 м/с необхідно, щоб станція ЗТВ мала темп оновлення інформації  $\Delta t < 0,1 \dots 0,05$  с.

Станція «Кама-Н» забезпечує точність ЗТВ, при якій відносна похибка визначення коефіцієнта сили лобового опору снаряда  $\delta C_x = 7 \dots 10\%$ . Більш високу точність визначення коефіцієнта  $C_x$  забезпечить КЛІВС:  $\delta C_x = 0,5 \dots 1,0\%$ .

## СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Внешняя баллистика : учеб. для вузов. М. : Машиностроение, 2005. 608 с.
2. Костров А. В., Шатило А. М. Модельно-экспериментальные методы определения аэромеханических

характеристик летательных аппаратов на баллистических трассах. М. : МО СССР, 1982. 195 с.

3. Экспериментальная баллистика ракетно-космических средств : учеб. для вузов / под ред. Л. Н. Лысенко, В. В. Бетанова, И. В. Лысенко. М. : ВА РВСН им. Петра Великого, 2000.
4. Фоменко О. Н., Журавлев А. А. Аналитические модели траекторий аэробаллистических летательных аппаратов при универсализации терминального управления // Системы обработки информации : сб. науч. работ. 2003. Вып. 4. С. 157–165.
5. Дзевєрін І. Г., Журавльов О. О., Коломійцев О. В., Орлов С. В. Обчислення швидкості і прискорення снаряда методом інтерполяційних поліномів віртуальних систем координат при оцінці коефіцієнта сили лобового опору // Системи озброєння і військова техніка / ХНУПС. 2017. Вип. 1 (49). С. 105–110.
6. Zhuravlev O., Kolomyitsev O., Herasimov S. Method for determining coefficient power error of front resistance missile by means station outwardly trajectory measurements // Зб. наук. праць Харківського національного університету Повітряних Сил. X. : ХНУПС, 2017. Вип. 3 (52). С. 72–76.
7. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. М. : Наука, 1986. 544 с.
8. Лысенко Л. Н., Панкратов И. А. Обработка результатов измерений в задачах управления движением : учеб. пособие / под ред. Л. Н. Лысенко. М. : Изд-во МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1980.
9. Коломійцев О. В., Клівець С. І., Руденко Д. В. Мобільна комбінована лазерна інформаційно-вимірювальна система // Системи озброєння і військова техніка / ХУПС. 2014. Вип. 3 (39). С. 108–110.
10. Патент на корисну модель № 102676, Україна, МПК G01 S 17/42, G01 S 17/66. Мобільна суміщена інформаційно-вимірювальна система / Л. Б. Курцева, О. В. Коломійцев, І. І. Сачук [та ін.]. № u201505115; заяв. 25.05.2015 ; опубл. 10.11.2015; Бюл. № 21. 6 с.

Надійшла до редколегії 03.08.2017

**Рецензент О. І. Тимочко**, д-р техн. наук, проф. (Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба)

УДК 629.735.036.34:004.3'122(045)

**М. И. КИСЛЯК***(Национальный авиационный университет,  
г. Киев),***М. М. МИТРАХОВИЧ**, доктор технических наук,  
профессор*(ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье)*

## Использование акустических моделей при расчете ступени вентилятора турбореактивного двухконтурного двигателя

*Произведено сравнение экспериментальных акустических показателей вентилятора турбореактивного двухконтурного двигателя с показателями, которые получены путем моделирования с использованием различных акустических моделей.*

*Ключевые слова: Fluent, CFD, лопатка, ступень, вентилятор, модель турбулентности, акустическая модель, турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД).*

*Виконано порівняння експериментальних акустичних показників вентилятора турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД) з показниками, що отримані шляхом моделювання з використанням різних акустичних моделей.*

*Ключові слова: Fluent, CFD, лопатка, ступінь, вентилятор, модель турбулентності, акустична модель, ТРДД.*

Основными экологическими проблемами авиации являются шум самолета и силовой установки, а также выхлопные газы двигателя. Для решения задач оценки уровня шума используют различные подходы, в том числе и компьютерное моделирование, которое позволяет оценивать влияние различных факторов на уровень шума [1].

В современном комплексе ANSYS есть возможность исследовать акустические характеристик элементов двигателя, используя разные акустические модели [2]. Важное значение при использовании различных моделей имеют исходные данные при постановке задачи. Так, для решения задачи по определению источников акустических возмущений более целесообразно использовать модель [3], а для определения акустических характеристик в точке – другую модель [4]. Поэтому использование определенной акустической модели требует тщательного изучения уравнений, по которым определяются те или иные характеристики потока, а также факторы, которые влияют на них.

Источники авиационного шума имеют аэродинамическое происхождение, при этом акустические волны генерируются либо свободными турбулентными потоками (реактивная струя газов на выхлопе) либо при взаимодействии турбулентного потока с жесткими границами (шум лопаточных венцов газотурбинных двигателей, шум турбулентного слоя). Проблемой теоретического расчета звука занимались многие ученые, такие как Л. Я. Гутин, Е. Я. Юдин, Н. Н. Андреев, И. Г. Русаков, Д. И. Блохинцев [5–8]. Наиболее подходящей для решения сложных задач исследования звуковых характеристик лопаточных машин является работа [9], в которой М. Лайтхилл впервые использовал идею акустического уравнения для решения задач генерации шума свободным турбулентным потоком. Данную теорию развил Н. Керл, который распространил ее и для случая генерации звука потоком в присутствии твердых границ [10].

При исследовании шума вентилятора рассматривают три основных источника. Первый источник – монополюсный источник (сформирован движением лопатки), второй источник – дипольный (сформирован пульсацией давления в теле лопатки), третий источник – квадрупольный (сформирован турбулентным потоком) [11].

Спектр шума турбулентного механического происхождения обычно состоит из широкополосного шума и тонального. Со временем технологический процесс достиг значительных успехов в снижении тонального шума, из-за чего собственный шум лопатки (собственная частота) становится основным источником шумового загрязнения. Следующим логическим шагом является уменьшение шума, создаваемого следом лопатки (частотного шума лопатки, или собственной частоты). Исследовать данную проблему можно, используя имеющиеся программные средства.

Так, при использовании программной среды ANSYS Fluent предлагается выбор двух акустических моделей: broadband noise source model (BNSM) и FfowcsWilliams–Hawkings (FW-H) [2].

При расчете шума турбулентных струй в основном используют методы, которые основываются на модели Лайтхилла. Общее уравнение Лайтхилла включает в себя три члена, описывающие, соответственно, источники монопольного, дипольного и квадрупольного типов, и состоит из интегралов по объему потока и по поверхности, обтекаемой потоком (1):

$$q = \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_V \frac{T_{ij} dV}{\gamma} + \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial}{\partial x_i} \int_S \frac{\rho u_i u_n + p_i}{\gamma} dS + \frac{1}{4\pi c_0^2} \int_S \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_n) \frac{dS}{r}, \quad (1)$$

где  $T_{ij}$  – тензор напряжений, представляющий собой разность между напряжениями в потоке и напряжениями в однородной покоящейся среде;  $p_i$  – величина аэродинамической нагрузки, действующей со стороны потока на поверхность  $S$  в направлении  $x_i$ ;  $u_n$  – нормальная к поверхности составляющая скорости потока вблизи поверхности.

В уравнении (1) (при помощи эквивалентных преобразований уравнений Навье–Стокса) акустическое поле турбулентной струи представлено в виде совокупности квадрупольей, которые находятся в правой части волнового уравнения. Амплитуда пульсаций эквивалентных квадрупольных источников в основном определяется нелинейной частью турбулентных пульсаций рейнольдсовских напряжений. Квадрупольные источники звука, порождаемые турбулентными пульсациями, переносятся полем струи, которое изменяет излучаемый звук вследствие доплеровского эффекта. Поле струи обладает и другим важным воздействием на излучаемый звук: оно приводит к рефракции звука при его прохождении через неоднородные структуры струи. Более полное описание рефракции звука возможно в рамках линеаризованной модели Эйлера с учетом нелинейных источников в правой части уравнений. Благодаря линейности левой части уравнений акустический сигнал дальнего поля может быть определен на основе теоремы о взаимности между прямой и сопряженной функциями Грина. В рамках решения сопряженной задачи источник и наблюдатель меняются местами, что приводит к экономии вычислительных ресурсов в условиях, когда требуется найти акустическое поле лишь в нескольких заданных положениях наблюдателя (микрофона), а не объемное распределение мощности звука в дальнем поле струи [12].

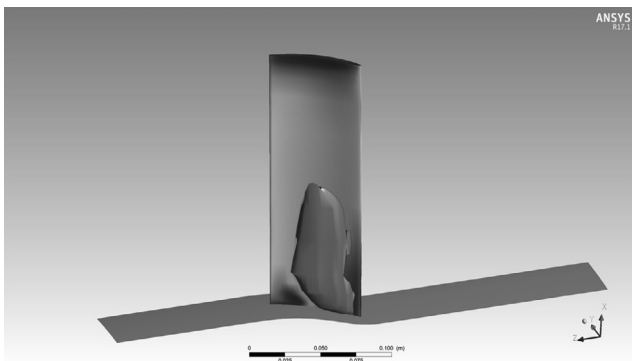


Рис. 1. Визуализация источника шума на лопатке

**Описание акустических моделей.** BNS модель используется для определения источников широкополосного шума, которые возникают в канале с лопатками (рис. 1).

Данный метод основан на работе Праундмена [13], который вывел из формулы Лайтхилла уравнение для определения акустической мощности (рис. 2), генерируемой изотопической турбулентностью без учета основного течения:

$$P_A = \alpha \rho_0 \left(\frac{u^3}{l}\right) \frac{u^5}{a_0^5}, \quad (2)$$

где  $u$  – турбулентная скорость;  $l$  – пространственная длина;  $a_0$  – скорость звука;  $\alpha$  – константа.

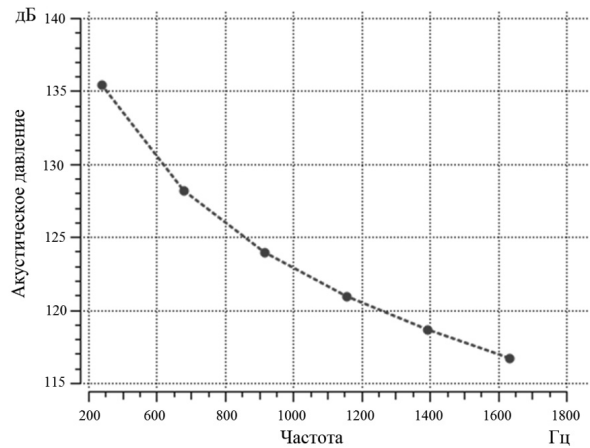


Рис. 2. Зависимость акустического давления от частоты при использовании модели BNS

Также при помощи этой модели можно рассчитать и акустическую силу (рис. 3.)

$$L_p = 100 \log \left( \frac{P_A}{P_{ref}} \right), \quad (3)$$

где  $P_{ref}$  – эталонное акустическое давление.

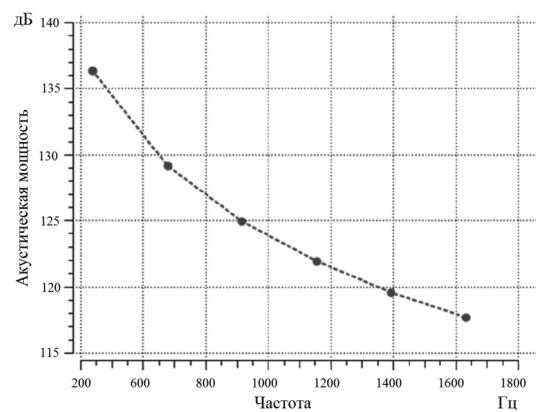


Рис. 3. Зависимость акустической мощности от частоты при использовании модели BNS

Во многих практических задачах, включающих турбулентные течения, шум не имеет каких-либо отдельных звуков, так как звуковая энергия непрерывно

распределяется по широкому диапазону частот. В этих случаях при использовании модели BNS статистическая величина турбулентности быстро вычисляется из RANS уравнений, которые могут быть использованы вместе с полуэмпирическими зависимостями и акустической моделью Лайтхилла для описания источника широкополосного шума. ANSYS Fluent предлагает несколько таких моделей источников, которые дают возможность определить количество локального воздействия (через единицу поверхности или объема) к общей акустической силе, создаваемой течением, а именно:

- формула Проудмана;
- модель источника шума реактивной струи;
- модель источника шума пограничного слоя;
- источниковые члены в линеаризованных уравнениях Эйлера;
- источниковые члены в уравнении Лайтхилла.

В конечном итоге, для определения мер по снижению уровня шума, создаваемого рассматриваемым течением, модели источников могут быть использованы для диагностирования источника шума и определения той части течения, которая отвечает за создание шума. Однако эти модели источников не прогнозируют величину звука в точках замера.

FW-H модель позволяет проводить акустические полевые вычисления во временном интервале на основе точных временных решений переменных поля обтекания. Иными словами, модель основывается на уже проведенном статическом расчете с предварительно известными источниками звука. Результаты могут быть выполнены в частотной области. Необходимые вычисления могут быть сделаны только в свободном пространстве и никаких внешних границ не должно быть, что ухудшает точность расчета, поскольку не учитываются отраженные от поверхностей волны. Вычисления основаны на прямых интегралах, определенных на поверхности. Процессом вычисления является метод граничных элементов. Поверхности, на которых проводится интегрирования, не должны быть физически выходными поверхностями, они могут быть любыми поверхностями, включающими входные дистрибутивы.

Модель Ffowcs-Williams and Hawkins (FW-H) представляет собой неоднородное волновое уравнение, которое получено из уравнения неразрывности и уравнения Навье–Стокса (2):

$$\frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i} \{[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f)\} + \frac{\partial}{\partial t} \{[\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f)\}, \quad (4)$$

где  $u_i$  – скорость потока по направлению  $x_i$ ;  $u_n$  – скорость потока в направлении нормали к плоскости  $f = 0$ ;  $v_i$  – скорость поверхности по направлению  $x_i$ ;  $v_n$  – скорость поверхности по направлению нормали к плоскости  $f = 0$ ;  $\delta(f)$  – дельта-функция Дирака (это единичная импульсная обобщенная функция, которая позволяет записать точечное действие, а также пространственную

плотность физических величин (масса, заряд, интенсивность источника тепла, сила и т. д.), которые сосредоточены или приложены к одной точке);  $H(f)$  – функция Хэвисайда (это единичная ступенчатая функция или функция единичного скачка. Она равна нулю при отрицательных значениях аргумента и единице при положительных. В нуле данная функция определена, поэтому ее обычно доопределяют в произвольное целое число).

Использование данного метода позволяет определять акустические характеристики в разных точках (рис. 4.) вне зависимости от проточной части и источника звука. Это очень важно, поскольку создание расчетной сетки на расстоянии установки микрофона требует огромных вычислительных мощностей. Данная модель использует больше ресурсов, чем модели BNS, но и точность результатов значительно выше.

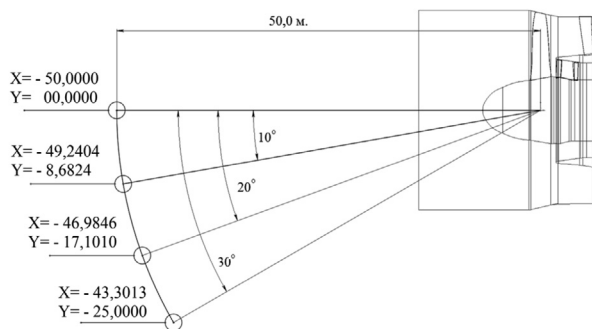


Рис. 4. Схема распределения микрофонов в экспериментальной модели

В работе рассматривалась модель вентилятора с установленными в нем лопатками ротора и статора. Рабочее колесо разделено на секторы таким образом, чтобы в каждом секторе было по одной лопатке (рис. 5). Первостепенной задачей для использования модели FW-H является решение стационарной модели с заданием частоты вращения и всех остальных входных данных. Входные данные были заданы в соответствии с экспериментальными результатами для возможности сравнения адекватности получаемых данных.

Для упрощения задачи на первом этапе задавалась акустическая модель BNS, по результатам расчетов которой определялись основные источники звука в канале с лопатками (рис. 6).

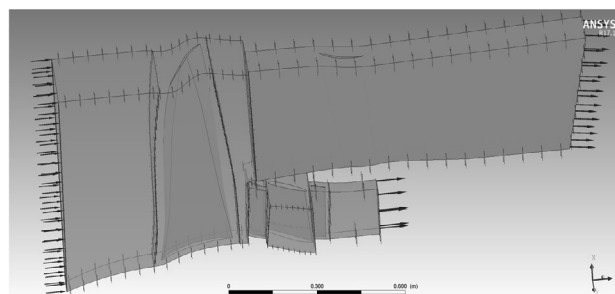


Рис. 5. Канал, разделенный на секторы по одной лопатке в каждом

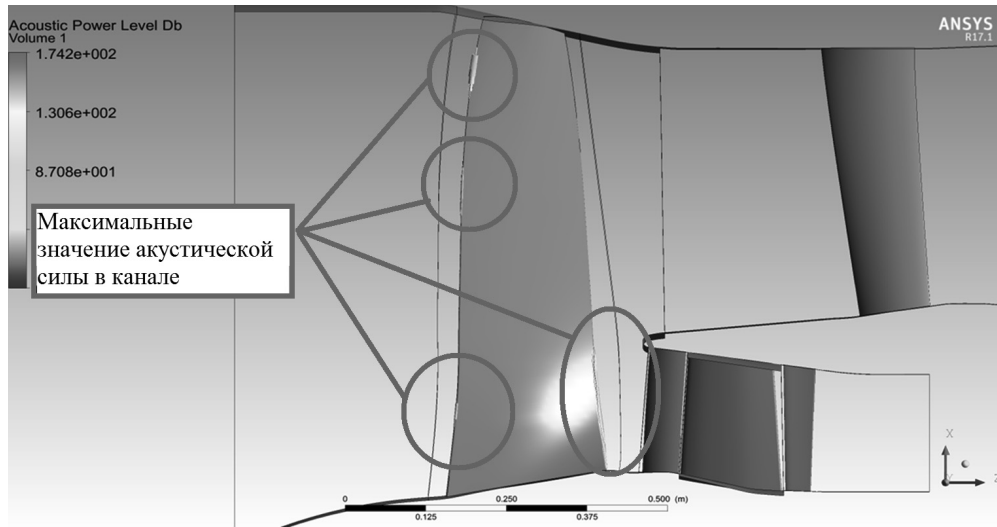


Рис. 6. Источники максимальных звуковых возмущений в канале с лопатками

В данном случае основными источниками звука в канале с рабочей лопаткой ротора являются кромки передней и задней части пера лопатки. Поэтому в последующей расчетной модели именно лопатка ротора будет определяться как основной источник шума.

Имея предварительные данные о источниках звуковых колебаний и получив адекватный результат стационарного расчета, задача переходит на второй этап нестационарного расчета. На этом этапе задаются основные источники звука, их характер и выбирается тип акустического уравнения (в данном случае FW-H). Для решения этой задачи также необходимо определить точки съема акустических характеристик.

Как видно из рис. 4, точки были выбраны таким образом, чтобы акустическая волна не перекрывалась твердыми телами и свободно проходила от источника к микрофону. Координаты точек соответствуют координатам установки микрофонов при проведении эксперимента, но поскольку решение ограничено особенностью

акустической модели, то использованы только первые четыре точки.

После проведения всех необходимых операций задача ставится на расчет. В итоге, после вычислений данные, снятые в точках установки, выводятся на экран и сравниваются с экспериментальными результатами (рис. 7, 8). Для облегчения анализа результатов графики акустических характеристик выведены вместе с графиком показаний акустического датчика.

Собственная частота ротора вентилятора определяется с учетом частоты вращения ротора  $n$  и количества лопаток  $z_B$ :

$$f = z_B \frac{n}{60} = 33 \cdot \frac{2202}{60} = 1211,1 \text{ Гц.} \quad (5)$$

Анализ зависимостей (рис. 7, 8) показывает, что данные результатов моделирования акустического давления значительно ниже экспериментальных. Различия в данных обусловлены учетом в модели только шума

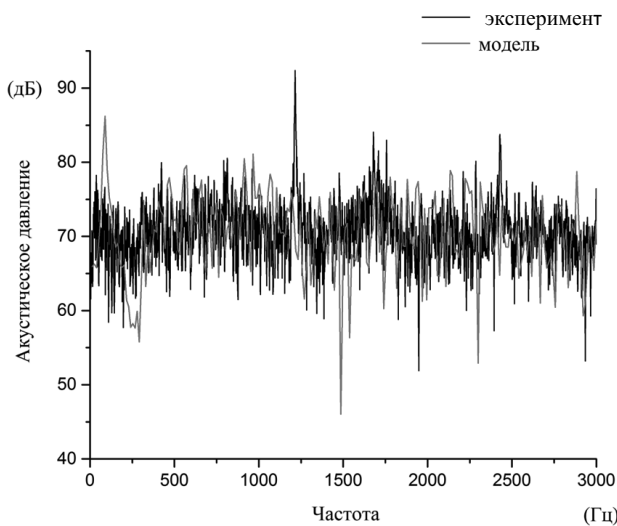


Рис. 7. Акустическое давление в точке съема при кромочном зазоре 0,5 мм

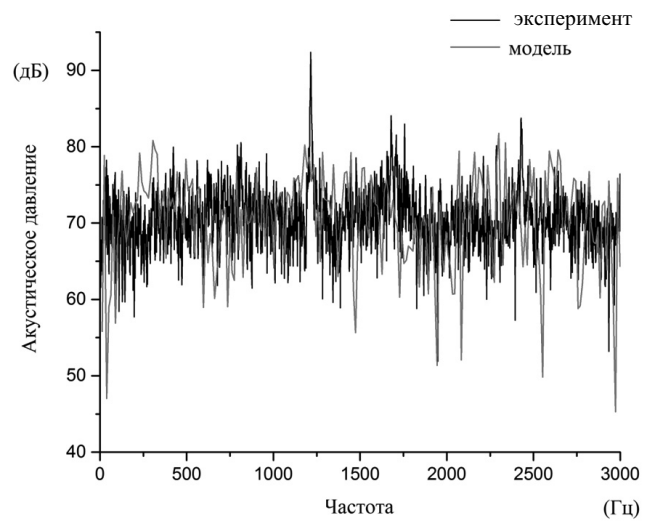


Рис. 8. Акустическое давление в точке съема при кромочном зазоре 1,0 мм

ротора вентилятора без остальных источников и размером сетки, поскольку величина ячейки является намного больше длины акустической волны.

Адекватность модели подтверждается схожестью в характере зависимостей в разных точках.

Недостатками метода с использованием модели BNS является отсутствие учета отражения от поверхностей, отсутствие звукового эффекта в потоке и низкая точность расчета. Расчет с использованием данной модели возможен только в стационарной постановке. Преимуществом данного метода является то, что с его помощью можно определить источники шума, сам метод не очень требователен к мощности ЭВМ.

К недостаткам модели Ffowcs-Williams and Hawkings можно отнести большие временные затраты и возможность расчета только прямых звуковых волн без отражений от поверхности. Данный метод может использоваться только при предварительном расчете, когда известны основные источники звука. Преимуществом данного метода является то, что его можно использовать при нестационарном расчете, получая характеристики пульсаций потока, а также он имеет большую точность получаемых данных, чем при использовании модели BNS.

#### СПИСОК ССЫЛОК

1. Халецкий Ю. Д. Экологические проблемы авиации. М. : ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 504 с.
2. Documentation for ANSYS ICEM CFD 14.0, © SAS IP, Inc., 2011.
3. Horváth C., Vad J. Broadband noise source model acoustical investigation on unskewed and skewed axial flow fan rotor cascades // 14th International Conference on Fluid Flow Technologies. 2009. Pp. 682–689.
4. Gennaro M., Caridi D., Pourkashanian M. Ffowcs Williams-Hawkings acoustic analogy for simulation of NASA SR2 propeller noise in transonic cruise condition // V European Conference on Computational Fluid Dynamics. Lisabon, Portugal, 14–17 June 2010.
5. Гутин Л. Я. Избранные труды. Л. : Судостроение, 1977. 600 с.
6. Борьба с шумом на производстве / Е. Я. Юдин, Л. А. Борисов, И. В. Горенштейн [и др.]. М. : Машиностроение, 1985. 400 с.
7. Андреев Н. Н., Русаков И. Г. Акустика движущейся среды // Проблемы новейшей физики. 1934. Вып. XXII. 38 с.
8. Блохинцев Д. И. Акустика неоднородной движущейся среды. М. ; Л. : Гос. изд-во технико-теорет. лит., 1946. 220 с.
9. Lighthill M. J. On Sound Generated Aerodynamically I. General Theory // Proc. R. Soc. Lond. A 211. 1952. Pp. 564–587.
10. Curle N. The influence of solid boundaries on aerodynamic sound // Proc. Roy. Soc. London. Vol. A231. No 1187. 1955. Pp. 505–514.
11. Авиационная акустика : в 2-х ч. Ч. 1. Шум на местности дозвуковых пассажирских самолетов и вертолетов / А. Г. Мунин, В. Ф. Самохин, Р. А. Шипов [и др.] ; под ред. А. Г. Мунина. М. : Машиностроение, 1986. 248 с.
12. Даулинг А. П., Карабасов С. А., Хайнс Т. П. Использование акустической аналогии и метода моделирования крупных вихрей для диагностики шума турбулентных струй // Ученые записки Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н. Е. Жуковского (ЦАГИ). 2010. 41. № 1. С. 59–69.
13. Proudman I. The Generation of Noise by Isotropic Turbulence. / I. Proudman // Proc. Roy. Soc. A 214:119. 1952. Pp. 119–125.

**Рецензент Ю. М. Терещенко**, д-р техн. наук, проф.  
(Национальный авиационный университет)

УДК 623.746

**А. Л. ЗІРКА,**

кандидат технічних наук,

**О. О. РАССТРИГІН,** доктор технічних наук,  
старший науковий співробітник,**В. І. СІЛКОВ,** кандидат технічних наук, старший  
науковий співробітник(Центральний науково-дослідний інститут  
озброєння та військової техніки Збройних Сил  
України, м. Київ)

## Методика оцінки технічної досконалості безпілотного літального апарата за його основними льотно-технічними характеристиками при проведенні льотних випробувань

Отримання (застосування) комплексних показників для оцінки ряду характеристик (параметрів функціонування) надає можливість з більшою точністю та оперативністю оцінити потрібні параметри, а також у певних умовах зменшити матеріальні витрати, крім того заощадити час та ресурси при випробуваннях. Для комплексної оцінки якостей безпілотних літальних апаратів з різними силовими установками пропонується застосувати комплексний показник технічної досконалості.

Наведено результати теоретичних розрахунків комплексного показника технічної досконалості для групи безпілотних літальних апаратів, класу тактичного – поля бою та результати льотного експерименту. У ході льотного експерименту безпілотного літального апарата класу тактичний – поля бою “Мара-2М”:

оцінено адекватність запропонованого комплексного показника та методики з його розрахунку;

перевірено достовірність результатів розрахункових даних, отриманих в ході теоретичних досліджень;

перевірено достовірність заявлених характеристик безпілотного літального апарата “Мара-2М” за отриманими результатами льотного експерименту.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, режим польоту, оцінка характеристик.

Получение (применение) комплексных показателей для оценки ряда характеристик (параметров функционирования) дает возможность с большей точностью и оперативностью оценить нужные параметры, а также в определенных условиях уменьшить материальные затраты, кроме того сэкономит время и ресурсы при испытаниях. Для комплексной оценки качеств беспилотных летательных аппаратов с разными силовыми установками предлагается применить комплексный показатель технического совершенства.

Приведены результаты теоретических расчетов комплексного показателя технического совершенства для группы беспилотных летательных аппаратов, класса тактического – поля боя и результаты летного эксперимента конкретного образца. В ходе летного эксперимента беспилотного летательного аппарата класса тактический – поля боя “Мара-2М”:

оценена адекватность предложенного комплексного показателя и методики его расчета;

подтверждена достоверность результатов расчетных данных, полученных в ходе теоретических исследований;

проверена достоверность заявленных характеристик беспилотного летательного аппарата “Мара-2М” по результатам летного эксперимента.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, режим полета, оценка характеристик.



Питання проведення льотних випробувань зразків авіаційної техніки, зокрема безпілотних літальних апаратів (БпЛА), з необхідним обсягом та із задовільною точністю визначення параметрів залишається актуальним та складним завданням. При цьому оцінка окремих параметрів, таких як дальність та тривалість польоту (просторово-часові параметри), пов'язана із залученням значного ресурсу (часового, просторового, матеріально-технічного тощо), що в ряді випадків викликає проблемні питання при їх реалізації.

Досвід проведення випробувань безпілотних авіаційних комплексів (БпАК) (декілька десятків комплексів протягом останніх років пройшли визначальні відомчі випробування) показав, що в ряді випадків не було досягнуто підтвердження всіх заявлених характеристик.

Так, отримання значень ряду показників у ході льотних випробувань, зокрема льотно-технічних характеристик (ЛТХ) сучасних БпЛА, що здійснюють політ лише в автоматизованому режимі, виявилось ускладненим, наприклад, визначення мінімальної швидкості польоту, швидкості звалювання, характеристик керованості, маневреності та ін. При цьому з аналізу досвіду застосування БпАК в ході проведення антитерористичної операції на території Донецької та Луганської областей (АТО) окремі ЛТХ з зазначених вище не є принциповими та такими, що значною мірою впливають на ефективність виконання бойового завдання БпАК (наприклад, максимальна, мінімальна швидкості, максимальна висота польоту тощо). З іншого боку, в ході виконання розвідувальних польотів констатовано недостатні дальність та тривалість польоту більшості застосованих на даний час в зоні проведення АТО БпЛА з погляду досягнення рубежів розташування окремих важливих об'єктів противника (комплексів РЕБ, командних пунктів та ін.) [1]. Дані показники загалом характеризують можливість комплексів з виконання завдань за призначенням (оцінка характеристик корисного навантаження у вигляді оптико-електронних систем розглядається окремо). Разом з тим, в ході проведених випробувань для ряду БпАК вони не були повністю оцінені (підтвержені), у тому числі внаслідок несприятливих умов проведення випробувань, а також наявності просторово-часових обмежень, перш за все недосконалості наявної полігонно-випробувальної бази.

Зважаючи на зазначене, актуальним є пошук шляхів оптимізації процесу отримання значень окремих

параметрів при проведенні льотних випробувань, у тому числі із залученням нових науково-методичних підходів.

Отримання (застосування) комплексних показників для оцінки ряду характеристик (параметрів функціонування) у зазначених умовах надає можливість з більшою точністю та оперативністю оцінити потрібні параметри, а також у певних умовах зменшити матеріальні витрати, крім того, заощадити час та ресурс при випробуваннях БпАК. Для комплексної оцінки якостей БпАК пропонується застосувати комплексний показник технічної досконалості (КПТД)  $k_e$  для БпЛА з різними силовими установками [2, 3]. Зазначений аналітично виведений коефіцієнт  $k_e$  враховує та показує взаємну залежність декількох визначальних параметрів (дальність, тривалість польоту, ККД повітряного гвинта та досконалість силової установки).

Враховуючи найбільше розповсюдження на теперішній час у ЗС України та достатньо ефективне застосування в ході проведення АТО саме БпЛА з електричною силовою установкою (ЕСУ) далі в роботі пропонується розглянути БпАК класу 1 – тактичний – поля бою з ЕСУ.

Відповідно до раніш отриманих результатів теоретичних досліджень [2, 3] для БпЛА з ЕСУ  $k_e$  через максимальну аеродинамічну якість  $K_{\max}$  розраховується за виразом

$$k_e = K_{\max} \eta_{\text{ос}} \eta_{\text{зв}}, \quad (1)$$

де  $K_{\max}$  – максимальна аеродинамічна якість БпЛА;  $\eta_{\text{ос}}$  – ККД двигуна;  $\eta_{\text{зв}}$  – ККД повітряного гвинта.

Залежності даного коефіцієнта  $k_e$  від значень максимальної тривалості та дальності польоту в явному вигляді, що були отримані під час попередніх досліджень, мають відповідний вигляд:

$$k_e = \frac{V_{\text{ек}} T_{\max}}{0,088 E_{\max} k_{\text{доо}} \xi_{\text{ін}}}; \quad (2)$$

$$k_e = \frac{9,81 L_{\max}}{E_{\max} k_{\text{доо}} \xi_{\text{ін}}}, \quad (3)$$

де  $V_{\text{ек}}$  – економічна швидкість польоту БпЛА;  $T_{\max}$  – максимальна тривалість польоту БпЛА;  $E_{\max}$  – максимальна енергія акумуляторної батареї;  $k_{\text{доо}} = 1 - E_{\text{доо}}/E_{\max}$  – коефіцієнт, що оцінює припустиму глибину розряду акумулятора;  $\xi_{\text{ін}} = (1 - E_{\text{ін}}/E_{\max})$  – коефіцієнт, який оцінює інші

Таблиця 1. Результати розрахунку  $k_e$  БпЛА тактичних – поля бою

БпЛА	Характеристики											
	$T_{\max}$ , год	$L_{\max}$ , км	$m_{\text{зл}}$ , кг	$V_{\text{ек}}$ , км/год	$V_{\text{крс}}$ , км/год	$U_{\text{н}}$ , В	$U_{\text{ос}}$ , В	$Q_{\text{н}}$ , А·год	$Q_{\text{ос}}$ , А·год	$\frac{E_{\text{зл}}}{V_{\text{т}}}$ , Вт	$K_e$	$K_e$
“Флай Ай”	2,3	180	11	68	72	50	36	9,8	2,6	36,0	13,6	13,6
“Фурия”	2	120	7	55	60	12,5	11	32	15	33,6	10,3	9,7
“Мара-2М”	1,3	72	2,3	54	66	16,4	14	6,3	4	20,6	10,7	9,5
“Патріот”	1,8	80	3,5	50	60	16,0	14	8,2	3	25,5	11,1	8,6
“DeViro”	1,2	70	4,5	50	60	16,0	14	8,2	3	19,8	9,5	9,6

(експлуатаційні) витрати енергії;  $L_{\max}$  – максимальна дальність польоту БПЛА.

Розрахунки  $k_e$  за формулами (2), (3) теоретично повинні дати однаковий результат, хоча виходять вони з різних джерел інформації. При цьому вирази (2) та (3) дозволяють знаходити значення  $k_e$ , а відповідно, здійснювати оцінку за рівнем технічної досконалості за даними (характеристиками) БПЛА, що, як правило, декларується або задаються [4, 5].

У табл. 1 як приклад наведено результати теоретичних розрахунків  $k_e$  для групи БПЛА, що входять до складу БпАК класу тактичного – поля бою. Дані БпАК застосовуються ЗС України в ході проведення АТО, окремі з них знаходяться на підконтрольній експлуатації в ЗС України та пройшли визначальні відомчі випробування.

Слід зазначити, що величину  $k_e$  досить наближено можна визначити за середніми значеннями параметрів формул (2) та (3) у ході випробувального польоту БПЛА на максимальну дальність і тривалість. Однак більш точну інформацію надає оцінка окремих частин профілю польоту, як це було здійснено авторами в ході льотного експерименту (ЛЕ) з БпАК класу тактичний – поля бою “Мара-2М”.

Під час випробувань зазначеного БпАК завданнями ЛЕ було:

оцінка адекватності запропонованого комплексного показника  $k_e$  та методики його розрахунку;

перевірка достовірності результатів розрахункових даних, отриманих у ході теоретичних досліджень;

перевірка достовірності заявлених характеристик БПЛА “Мара-2М” за отриманими результатами ЛЕ.

Для отримання вихідної інформації для ЛЕ (випробування на максимальні дальність та тривалість) необхідно було попередньо визначити:

максимальну величину енергії акумулятора (визначається під час проведення передпольотної підготовки);

коефіцієнт  $\xi_{in}$  витрати енергії на допоміжне споживання (виконання режимів зльоту, набору оптимальної висоти польоту, зниження та ін., отримувалося з бортових вимірювальних приладів) під час виконання відповідних режимів польоту;

коефіцієнт  $k_{доо}$  залишкової (припустимої) величини енергії акумулятора після польоту (отримувалося з бортових вимірювальних приладів після завершенні польоту); максимальний запас енергії акумулятора;

коефіцієнт економічності за параметрами сталої ділянки польоту.

При цьому обробка отриманих даних в ході випробувального польоту здійснювалась як за весь політ (на рис. 1 показані дані вимірюваних характеристик бортовими засобами реєстрації за весь оцінюваний політ), так і на окремих ділянках (рис. 2), характерних сталістю режиму та параметрів польоту при мінімальному впливі зовнішніх факторів (вітер, зміна профілю польоту тощо).

Розрахунки коефіцієнта економічності за середніми параметрами дальності та тривалості польоту часто пов’язані з неповнотою вихідних даних, а також з викривленням їхніх дійсних значень.

При наявності реальних БПЛА ці дані порівняно просто можна одержати без проведення спеціальних льотних випробувань, а лише з використанням тренувальних та частково реальних (бойових) польотів, використовуючи штатну бортову апаратуру, як це зображено на рис. 2. Крім того, запропонована методика дозволить одержати додаткову інформацію, необхідну для інженерно-штурманських розрахунків.

На рис. 2 показані дані вимірюваних характеристик бортовими засобами реєстрації за обраний для розрахунків етап польоту. Саме на таких ділянках отримані максимальні значення  $k_{e\max}$ .

Так, для визначення коефіцієнта економічності необхідно виконати кілька завдань із витриманням режимів, так званих “майданчиків”. Підтримуючи певну

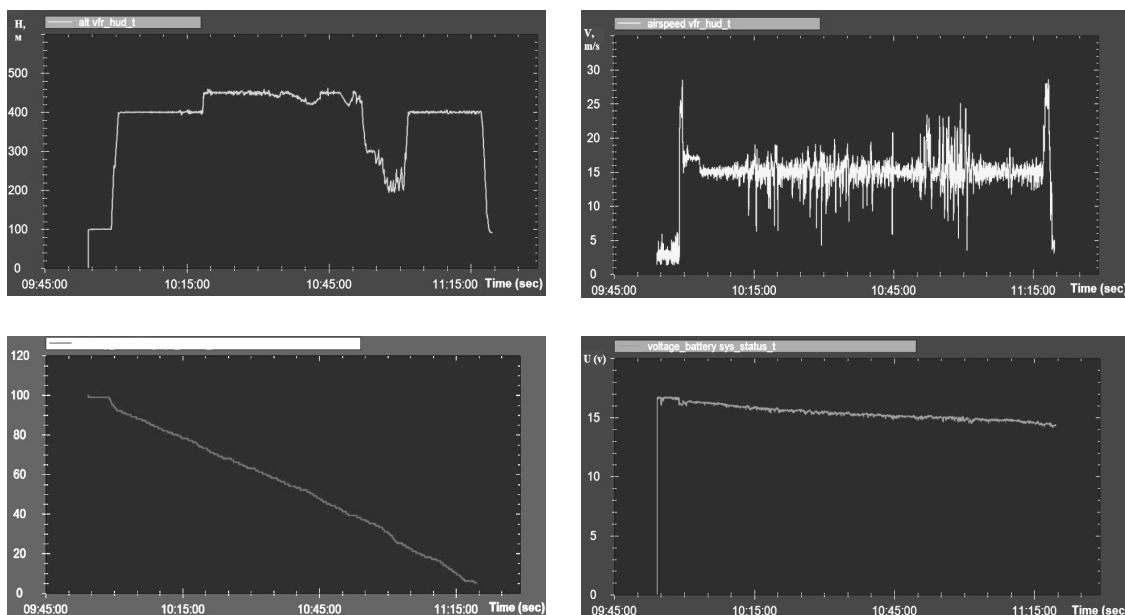


Рис. 1. Польотна інформація (висота, швидкість, залишкова ємність АКБ, напруга)

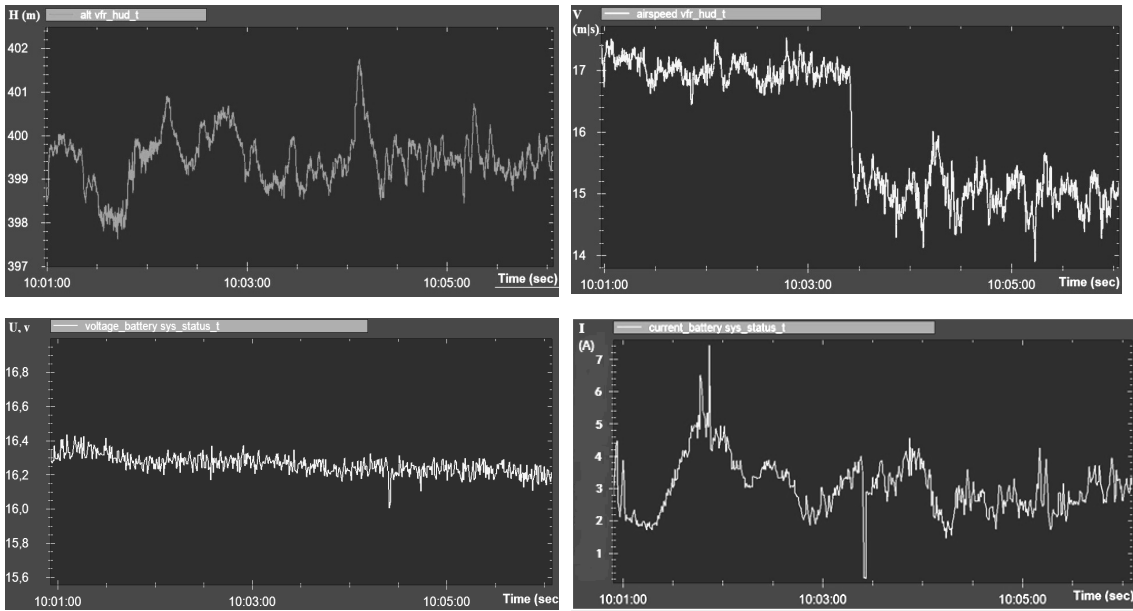


Рис. 2. Польотна інформація обраної ділянки випробувального польоту БПЛА “Мара-2М”

швидкість і висоту в режимі прямолінійного горизонтального польоту, оператор повинен витримати їх незмінними протягом 3–5 хв., контролюючи, крім того, нормальне перевантаження на рівні 1 та відсутність крену (рис. 2).

При цьому проводиться запис за часом, а саме: параметрів польоту (висоти, швидкості, нормального перевантаження, кутів крену); енергетичних даних (сили струму  $I$ , напруги  $U$ ) акумуляторної батареї.

Оскільки частина електричної енергії витрачається не тільки на привід повітряного гвинта, але і на роботу інших бортових споживачів (системи керування, передачу інформації, роботу камери тощо), тоді ефективну силу струму (струм навантаження), що витрачається двигуном на переміщення БПЛА в повітрі, можна розрахувати у вигляді  $I_{\text{дв}} = I_{\text{ін}}^{\xi}$ , де  $\xi_{\text{ін}} = 1 - I_{\text{ін}}/I$ ,  $I_{\text{ін}}$  – сила струму, що споживана всіма системами БПЛА, крім привода повітряного гвинта,  $I$  – повна сила струму акумулятора, що вимірюється бортовим амперметром. Величина коефіцієнта  $\xi_{\text{ін}}$  визначається експериментально для конкретного БПЛА з урахуванням варіанта споживачів інших видів енергії.

На ряді апаратів є можливість безпосереднього виміру та фіксації сили струму, споживаного двигуном,  $I_{\text{дв}}$  і напруги живлення СУ  $U_{\text{дв}}$ , (рис. 2), як у даному випадку, що спрощує розрахунки та підвищує точність визначення кінцевих результатів. За записами обираються “майданчики”, на яких зазначені параметри близькі до постійних величин (рис. 2).

При невеликих короткоперіодичних змінах параметрів здійснюються їхні осереднення, за якими розраховується потужність електричного струму  $N_{\text{дв}} = I_{\text{дв}} U_{\text{дв}}$  [Вт] для заданої швидкості  $V$ .

Далі будується наступний “майданчик” (для швидкості  $V_2$ ) (рис 2), аналогічним чином розраховується  $N_{\text{дв}2}$  і т. д. За отриманими даними будується графік

залежності  $N_{\text{дв}}(V)$ , який повинен мати мінімум на економічній швидкості  $N_{\text{дв} \text{мін}}$ , як це зображено на рис. 3.

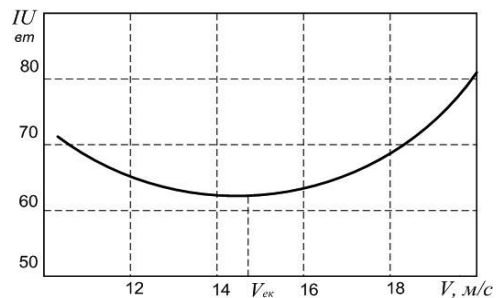


Рис. 3. Зміна споживаної потужності в залежності від швидкості польоту БПЛА

Наступним кроком є визначення мінімальної потрібної потужності на переміщення БПЛА з урахуванням втрат енергії в двигуні та на повітряному гвинті

$$N_{\text{мін}} = \frac{X_a V_{\text{ек}} [M / c]}{\eta_{\text{дв}} \eta_{\text{гв}}} = \frac{gm V_{\text{ек}} [M / c]}{0,866 K_{\text{макс}} \eta_{\text{дв}} \eta_{\text{гв}}} = \frac{m V_{\text{ек}} [M / c]}{0,088 k_e} [Bm]. \quad (4)$$

У сталому польоті потрібна потужність повинна дорівнювати мінімальній наявній потужності  $N_{\text{дв} \text{мін}} = I_{\text{дв}} U_{\text{дв}}$ . З їхньої рівності знаходиться

$$k_e = \frac{m V_{\text{ек}}}{0,088 (I_{\text{дв}} U_{\text{дв}})_{\text{мін}}}. \quad (2)$$

Якщо для розрахунків використовується приладова (точніше індикаторна  $V_i$ ) швидкість, то отримана залежність у першому наближенні буде однаковою для всіх висот. Однак при постійній індикаторній швидкості й збільшенні висоти дійсна повітряна швидкість буде збільшуватися, що спричинить зміну ККД гвинта [6]. Отже, для більш точних розрахунків необхідно використовувати дійсні швидкості  $V = V_i(\rho/\rho_0)^{0,5}$ .

Однак БпЛА з ЕСУ виконують польоти на невеликих висотах, коли індикаторна та дійсна швидкості відрізняються несуттєво, що спрощує розрахунки.

Результати розрахунків коефіцієнта  $k_e$  досліджуваного БпЛА за результатами ЛВ (результати прямих вимірювань параметрів польоту) відповідно виразу (2) наведено в табл. 2.

Таблиця 2. Експериментальні значення  $k_e$

$m_{зл}, \text{ кг}$	$V, \text{ м/с}$	$U_{п}, \text{ В}$	$I, \text{ А}$	$k_e$
2,3	17	16,3	3	9,1
2,3	15	15	2,7	9,7
2,3	13	14,8	2,8	8,2

Як видно з табл. 2, максимальне значення  $k_e$  досягається при фіксованій швидкості польоту приблизно 15 м/с, тому дана швидкість і буде економічною для досліджуваного БпЛА. Саме це і підтверджено розрахунком, що графічно зображено на рис. 3 (мінімальна витрата енергії при певній (економічній) швидкості польоту).

Як відомо, максимальне значення  $k_e$  досягається на економічній швидкості [6] (табл. 2), коли забезпечується мінімальна витрата енергії (рис. 3). Як видно з наведеної інформації, ці значення збігаються. Тобто значення  $k_{e_{теор}} = 10,7$ , що розраховане теоретичним шляхом за методикою [3], що була запропонована в ході теоретичних досліджень, та значення, що було отримане експериментальним шляхом,  $k_{e_{екс}} = 9,7$  мають задовільну збіжність результатів ( $\Delta k_e \approx 8\%$ ).

**Висновки.** Наведені розрахунки  $k_e$  БпЛА з ЕСУ за різними підходами (теоретичний розрахунок за відповідною методикою та експериментальне дослідження) демонструють можливість застосування зазначеного показника для оцінки деяких ЛТХ БпЛА з ЕСУ в ході проведення їх льотних випробувань.

Отримані таким чином дані (кількісні значення показників) дозволяють підвищити достовірність та оперативність, з урахуванням обмежень наявної полігонної бази, отримання окремих ЛТХ БпЛА в ході проведення їх льотних випробувань.

## СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Довідник учасника АТО : озброєння і військова техніка збройних сил Російської Федерації / за заг. ред. А. М. Алімпієва. Х. : Оригінал, 2015. 732 с.
2. Беспилотные летательные аппараты : обоснование и расчет основных параметров и характеристик / М. М. Митрахович [и др.] ; под ред. В. И. Силкова. К. : ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2016. – 268 с.
3. Сілков В. І., Жданов С. В., Делас М. І. Експрес-оцінювання технічної досконалості безпілотного літального апарата за його льотними даними // Наука і оборона. 2013. № 3. С. 45–50.
4. Беспилотные авиационные комплексы : Методики сравнительной оценки боевых возможностей / М.М. Митрахович [и др.] ; под ред. В. И. Силкова. К. : ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2012. 302 с.;
5. Беспилотные летательные аппараты : Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / В. М. Ильющко [и др.] ; под ред. В. И. Силкова. К. : ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2010. 302 с.
6. Силков В. И. Динамика полета летательных аппаратов. К. : КМУ ГА, 1997. 424 с.

**Рецензент С. В. Лапицький**, д-р техн. наук, проф.  
(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України)

УДК 629.7.015.4:623.742

**Д. М. БЕЛЯЄВ,****О. О. РАССТРИГІН,** доктор технічних наук,  
старший науковий співробітник,**П. І. КІСЕЛЬ,** кандидат технічних наук, старший  
науковий співробітник,**Р. П. СЕМЕНЮК***(Центральний науково-дослідний інститут  
озброєння та військової техніки Збройних Сил  
України, м. Київ)*

## **Науково-методичний апарат обґрунтування основних вимог до аеродинамічних та аеростатичних характеристик прив'язного аеростата мобільного аеростатного радіолокаційного комплексу виявлення маловисотних цілей**

*Розглянуто вдосконалений науково-методичний апарат розрахунку аеродинамічних та аеростатичних характеристик прив'язного аеростата з метою обґрунтування основних вимог до мобільного аеростатного радіолокаційного комплексу виявлення маловисотних цілей.*

*Рассмотрен усовершенствованный научно-методический аппарат расчета аэродинамических и аэростатических характеристик привязного аэростата для обоснования основных требований к мобильному аэростатному радиолокационному комплексу обнаружения маловисотных целей.*

На теперішній час не існує єдиного методичного підходу до формування науково обґрунтованих тактико-технічних вимог (ТТВ) до мобільних аеростатних комплексів радіолокаційної розвідки. Проте науковими дослідженнями підтверджена доцільність їх застосування [1]. За таких умов виникає необхідність розробки зазначеного науково-методичного апарату (НМА), що дозволить зменшити або виключити ризики прийняття помилкових технічних рішень на етапах концептуального та попереднього проектування таких комплексів.

У статті пропонується вдосконалений НМА обґрунтування основних вимог до аеродинамічних (АДХ) та аеростатичних (АСХ) характеристик прив'язного аеростата (ПА) як одного зі значимих складників мобільного аеростатного радіолокаційного комплексу (МАРК) виявлення маловисотних цілей.

**Визначення АСХ прив'язного аеростата.** Одним з принципових питань при розробці аеростатичних літальних апаратів (ЛА) є вибір обтічної форми аеростата.

Кожне тіло, що рухається в повітрі, або нерухоме тіло, на яке набігає повітряний потік, витримує з боку повітря або повітряного потоку тиск у кожній точці поверхні. Повітряний потік, що обтікає тіло, сповільнює свій рух біля тіла внаслідок тертя й втрачає частину енергії. Тілу, що рухається, доводиться долати силу, що виникає внаслідок тиску часток повітря, і силу тертя цих часток по тілу. Сила, викликана тертям й тиском по всій поверхні тіла та прикладена до нього, і є силою опору [2].

Лобовий опір різних тіл при русі в повітрі залежить від їхньої форми. Це враховують при конструюванні прив'язних аеростатів, літаків, дирижаблів і парашутів. Прив'язний аеростат, як і інші ЛА, повинен мати малий опір, тому його геометрію роблять „зручнообтічною”. Для порівняння лобових опорів різних тіл користуються коефіцієнтом, який називається коефіцієнтом лобового опору. Чим більше цей коефіцієнт, тим більше лобовий опір форми.

Сила лобового опору залежить не тільки від форми тіла. Очевидно, що тіло, яке має більшу поверхню або більші розміри, буде мати більший лобовий опір, ніж таке ж тіло менших розмірів. Крім того, має значення густина  $\rho$ , особливо, швидкість потоку, що обтікає тіло. Сила лобового опору збільшується пропорційно квадрату швидкості.

Визначення лобового опору ПА МАРК виявлення маловисотних цілей, як і для будь-якого ЛА, є найважливішим завданням при його проектуванні. Даній проблемі присвячена велика кількість експериментальних і теоретичних досліджень [3, 4, 5, 6].

Будівництво сучасних ЛА аеростатного типу забезпечило серйозний прогрес у методах аналітичного прогнозування опору. На теперішній час техніка визначення опору, що заснована на проведених модельних експериментах з уведенням теоретичних і емпіричних виправлень, доведена до ступеня вірогідності, порівнянної з вірогідністю результатів льотного експерименту, і дозволяє оцінювати опір аеростатів з максимальною помилкою  $\Delta \approx 5\%$  [3, 4].

З урахуванням зазначеного, об'ємний коефіцієнт лобового опору аеростата при нульових кутах атаки й ковзання та відомій його геометрії може бути визначений у такий спосіб [7]:

$$C_{x0} = k(C_{xak} + C_{xaoп} + C_{xaint} + C_{xakн} + C_{xатак}), \quad (1)$$

де  $k=1,1$  – коефіцієнт для розрахунку інтерференції частин аеростата й опору дрібних деталей, що не піддаються розрахункам;  $C_{xak}$  – коефіцієнт опору корпусу аеростата;  $C_{xaoп}$  – коефіцієнт опору оперення аеростата;  $C_{xaint}$  – коефіцієнт опору аеростата від інтерференції оперення й корпусу;  $C_{xakн}$  – коефіцієнт опору корисного навантаження;  $C_{xатак}$  – коефіцієнт опору такелажу.

Коефіцієнт опору корпусу аеростата, віднесений до змоченої поверхні, визначається за формулою [4]

$$C_{xakSk} = (1 + k_1 + k_2)C_{fk}, \quad (2)$$

де  $C_{fk}$  – коефіцієнт опору тертя корпусу.

Для гладкої поверхні корпусу аеростата цей коефіцієнт при  $Re = 10^6 \dots 10^9$  може бути розрахований за формулою

$$C_{fk} = 0,4293 / (\lg Re)^{2,58}. \quad (3)$$

Коефіцієнт  $k_1$  у формулі (2) введений для наближеного врахування опору тиску, коефіцієнт  $k_2$  – для обліку можливого відриву потоку з кормової частини корпусу. Ці коефіцієнти є функціями подовження корпусу  $i$ , зазвичай, подаються простими виразами [4]

$$k_1 = 1,5 (D/L)^{1,5}; \quad (4)$$

$$k_2 = 7(D/L)^3, \quad (5)$$

де  $D$  – діаметр міделя корпусу аеростата.

Остаточний коефіцієнт опору корпусу, віднесений до змоченої поверхні, визначається за формулою

$$C_{xakSk} = [1 + 1,5(D/L)^{1,5} + 7(D/L)^3]C_{fk}, \quad (6)$$

а об'ємний коефіцієнт лобового опору корпусу як

$$C_{xak} = C_{xakSk} S_k / U^{2/3}, \quad (7)$$

де  $S_k$  – поверхня корпусу аеростата,  $U$  – об'єм аеростата.

Застосовуване раніше на аеростатах пневматичне оперення має погану обтічність. Більша поверхня оперення в комбінації з поганою обтічністю приводить до великого лобового опору, який у півтора-два рази перевищує лобовий опір самого корпусу. Основне призначення оперення – забезпечення стійкості аеростата на прив'язаному канат-кабелі при малих кутах атаки. Оперення створює момент, зворотний моменту корпусу. На відміну від аеродинамічних моментів корпусу, що називаються перекидаючими, моменти оперення називаються стабілізуючими.

Стійкість аеростата забезпечується автоматичною дією оперення: як тільки з'являється перекидаючий момент, оперення автоматично створює стабілізуючий момент, який вирівнює аеростат після того, як зникне причина перекидання. При визначенні необхідної

площі стабілізаторів беруть так звану відносну площу оперення, під якою розуміється відношення загальної площі стабілізаторів до величини  $U^{2/3}$ . Відносна площа пневматичних стабілізаторів, згідно зі статистикою, може братися близькою до одиниці, що достатньо для забезпечення стійкості аеростата на канат-кабелі.

За досвідом створення ЛА аеростатичного типу найбільш уживане зараз трикутне розміщення стабілізаторів.

Коефіцієнт опору одного плану оперення, віднесений до його площі  $S_{оп} = bl$ , можна розрахувати за формулою

$$C_{xaoп} = 2C_{foп} (l + k_3 + k_4), \quad (8)$$

де  $C_{foп}$  – коефіцієнт опору тертя пластини при числі  $Re = Vb/v$ ,  $b$  – хорда стабілізатора оперення;  $l$  – його розмах,  $k_3$  і  $k_4$  – коефіцієнти, що враховують опір тиску й додатковий опір, викликаний відривом потоку в хвостовій частині профілю стабілізатора;  $v$  – коефіцієнт кінематичної в'язкості повітря при конкретних атмосферних умовах;

$$\begin{aligned} k_3 &= 2(c/b); \\ k_4 &= 60(c/b)^4, \end{aligned} \quad (9)$$

де  $c$  – товщина профілю стабілізатора.

З урахуванням (9), (10)

$$C_{xaoп} = 2C_{foп} [l + 2(c/b) + 60(c/b)^4]. \quad (11)$$

Відповідно, об'ємний коефіцієнт опору оперення аеростата визначиться залежністю

$$C_{xaoп} = C_{xaoп} (S_{оп} n / U^{2/3}), \quad (12)$$

де  $n$  – число стабілізаторів.

Наведена формула не враховує двох важливих факторів: інтерференції оперення та корпусу й кінцівки розмаху оперення.

Відповідний коефіцієнт опору визначається за формулою [4]

$$C_{xaint} = C_{xaint}^{ст} (nc^2 / U^{2/3}), \quad (13)$$

де

$$C_{xaint}^{ст} = 0,75(c/b) - 0,0003(c/b)^2. \quad (14)$$

Якщо корисне навантаження являє собою тіло обертання, що не прилягає до корпусу аеростата, то його опір можна визначити за формулою (7) з урахуванням геометричних параметрів корисного навантаження: його довжини  $l_{кн}$  ( $Re_{кн} = Vl_{кн}/v$ ) і площі змоченої поверхні.

Якщо корисне навантаження прилягає до корпусу аеростата й при цьому товщина приграничного шару в тій частині корпусу, де розташоване корисне навантаження, і висота корисного навантаження – величини одного порядку, то його опір може бути визначено за запропонованими Хорнером залежностями. Згідно із цими залежностями, коефіцієнт опору корисного навантаження  $C_{xакн}$ , віднесений до його фронтальної площі  $S_{фкн}$ , є функцією відношення його довжини до висоти  $l_{кн}/h_{кн}$  і може бути приблизно виражений формулою

$$\dot{C}_{хатпн} = 0,0072(h_{кн}/l_{кн})^3 - 0,7336(h_{кн}/l_{кн})^2 + 1,527h_{кн}/l_{кн} - 0,1837 + 0,0077l_{кн}/h_{кн} \quad (15)$$

Тоді коефіцієнт опору корисного навантаження, пов'язаного з корпусом, що має малу висоту, може бути розрахований як

$$C_{хакн} = \dot{C}_{хакн} S_{фкн} / U^{2/3} \quad (16)$$

У більшості сучасних аеростатів корисні навантаження прилягають до корпусу, і їх висота в кілька раз більше товщини приграничного шару в тій частині корпусу, де вони розташовані. Тому не коректно використовувати формули (12) або (16) для розрахунків їх опору [3, 4].

У цьому випадку доцільно скористатися, як у розробках різних аеростатів США, емпіричною формулою [7]

$$C_{хакн} = (0,11S_{фкн} + 0,0574) / U^{2/3} \quad (17)$$

Лобовий опір такелажу аеростата приблизно такий же, як і лобовий опір усього корпусу аеростата. Кожна зайва мотузка збільшує лобовий опір аеростата й погіршує його якість.

Опір такелажу можна визначити за формулою

$$c_{хатак} = \left( \sum c_{хאי}^{тр} d_i l_i \right) / U^{2/3} \quad (18)$$

де  $c_{хאי}^{тр} d_i l_i$  – сумарний опір тросів і розчалювань кріплення оперення;  $d_i$  – діаметр  $i$ -го троса;  $l_i$  – довжина  $i$ -го троса.

Коефіцієнт  $c_{хאי}^{тр}$  залежить від діаметра троса й швидкості повітряного потоку.

При швидкості потоку  $V < 20$  м/с залежність від кута нахилу троса  $\varphi$  до потоку пропорційна  $\sin^2 \varphi$  [7]:

$$c_{хאי}^{тр} = c_i \sin^2 \varphi \quad (19)$$

де  $c_i$  – значення  $c_{хאי}^{тр}$  при  $\varphi = 90^\circ$ .

При більших швидкостях повітряного потоку ( $V > 20$  м/с)

$$c_{хאי}^{тр} = c_i \sin^3 \varphi \quad (20)$$

Коефіцієнт  $c_i$  для різних діаметрів тросів  $d_i$  визначається за допомогою інтерполяційної формули

$$c_i = -3,148 + 0,144d_i - 4,527\sqrt{d_i} + 8,037\sqrt[3]{d_i} \quad (21)$$

**Визначення АДХ прив'язного аеростата.** В аеродинаміці вважається, що рух досліджуваних повітряних об'єктів у загальному випадку є несталим. Зараз у дозвуковій аеродинаміці найбільш ефективною моделлю середовища при розрахунках обтікання тіл складної просторової конфігурації є потенційний плин ідеального газу [8] з використанням, в основному, двох методів рішення: кінцево-різницевого (сітково-різницевого) і граничних елементів.

Одним з найбільш ефективних методів визначення АДХ тіл з урахуванням впливу поверхні розділу середовищ і моделюванням вихрових слідів і струменів, їх еволюції в процесі розвитку в рамках моделі ідеальної рідини є метод дискретних вихорів (МДВ) [8]. Тому доцільно його використання й для розрахунків АДХ досліджуваних компонувань прив'язних аеростатів.

Пропонується надалі використовувати для оцінки АДХ ПА лінійну математичну модель аеродинаміки з реалізацією МДВ. Таке рішення обґрунтовується на основі результатів аналізу АДХ подібних компонувань дирижаблів і аеростатів, отриманих експериментальним шляхом при продувці моделей в аеродинамічних трубах, що показують лінійну залежність несучих властивостей ПА в діапазоні експлуатаційних кутів атаки. Урахування АДХ, пов'язаних з в'язкістю середовища, запропоновано виконувати з використанням відомих апробованих інженерних методик в аеродинаміці [8]. Синтез методик визначення АДХ наведений нижче.

Згідно з [8] введемо ліву прямокутну систему координат  $Oxyz$ . Вісь  $Oy$  направимо назад по осі симетрії ПА, вісь  $Ox$  розташуємо в площині симетрії ПА, вісь  $Oz$  – перпендикулярно площині  $Oxy$  в праву сторону (рис. 2). Позитивні напрямки кутових швидкостей обертання приймемо такими ж, як у стандартній зв'язаній системі координат.

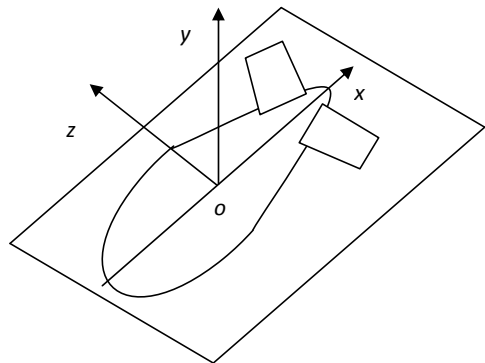


Рис. 2. Система координат

Надалі будемо розглядати сталий і несталий (гармонійні коливання) рухи ПА з малими кутами атаки  $\alpha$  ( $\sin \alpha \approx \alpha$ ). Для поверхонь ПА будемо вважати  $\cos(n, x) \ll 1$ , де  $n$  – нормаль до несучої поверхні ПА (горизонтальне оперення).

Лінійна постановка завдання припускає заміну геометрії ПА його схематизацією й знесення граничних умов на відповідні площини, паралельні поздовжній осі  $Ox$ .

Введемо безрозмірні координати

$$\xi = \frac{x}{b_a}, \quad \eta = \frac{y}{b_a}, \quad \zeta = \frac{z}{b_a} \quad (22)$$

і безрозмірні значення абсолютних і збурених швидкостей

$$\vec{v}(\tau) = \frac{\vec{V}(t)}{V_{a\infty}}, \quad \vec{u}(\tau) = \frac{\vec{V}'(t)}{V_{a\infty}} \quad (23)$$

де  $V_{a\infty}$  – модуль незбуреної швидкості обтікання ПА повітряним потоком;  $b_a$  – середня аеродинамічна хорда оперення.

Безрозмірні коефіцієнти АДХ при поздовжньому русі ПА: різниці тисків  $\Delta\bar{p}$ , аеродинамічних нормальної  $C_y$ , поздовжньої  $C_x$  сил, моменту тангажу  $m_z$  будемо визначати за формулами:

$$\Delta\bar{p} = \frac{\Delta p}{q_{a\infty}}, c_y = \frac{Y}{q_{a\infty} S_{\kappa}}, c_x = \frac{X}{q_{a\infty} S_{\kappa}}, \quad (24)$$

$$m_z = \frac{M_z}{q_{a\infty} S_{\kappa} b_a}, q_{a\infty} = \rho_{a\infty} \frac{V_{a\infty}^2}{2},$$

де  $p_{a\infty}$ ,  $\rho_{a\infty}$  і  $q_{a\infty}$  – відповідно тиск, густина і швидкісний напір незбуреного повітряного потоку;  $\Delta p = p^- - p^+$  – різниця тисків на нижній і верхній сторонах тонких несучих поверхонь;  $Y, X$  – проекції аеродинамічної сили  $\vec{R}$  на осі зв'язаної системи координат;  $M_z$  – момент (тангажу) аеродинамічних сил щодо осі  $Oz$

Безрозмірні лінійні, кутові швидкості тангажу, циркуляції, потенціал швидкості й час будемо визначати за такими залежностями:

$$V_{x,y,z}(\tau) = V_{x,y,z}(t) / V(t), \quad \omega_z(\tau) = \Omega_z(t) b_a / V(t), \quad (25)$$

$$\Gamma = \Gamma / V(t) b_a, \quad \varphi = \Phi / V(t) b_a, \quad \tau = Vt / b_a,$$

де  $V_{x,y,z}(t), \Omega_z(t), \Gamma, \Phi$  – кутова швидкість тангажу, циркуляції й потенціал швидкості відповідно.

Надалі будемо розглядати кінематичні параметри для сталого  $q_i (\alpha, \omega_z, \delta_+)$  і несталого  $\dot{q}_i (\dot{\alpha})$  поздовжнього руху.

Передбачається, що кінематичні параметри міняються за гармонійним законом

$$q_i = q_i^* \cos p_i t, \quad \dot{q}_i = \dot{q}_i = -\dot{q}_i^* p_i^* \sin p_i^* \tau, \quad p_i^* = \frac{p_i b_a}{V_0}, \quad (26)$$

де  $p_i, i - (\omega_z, \alpha, \dots), \tau$  – кругова частота коливань, кінематичний параметр і безрозмірний час відповідно.

Використання принципу суперпозиції в лінійному завданні дозволяє визначити сумарні коефіцієнти АХ через їхні похідні для поточних значень кінематичних параметрів (для прикладу, окремий випадок поздовжнього руху) у такий спосіб:

$$C_y = \sum_i (C_y^{q_i} q_i + C_y^{\dot{q}_i} \dot{q}_i);$$

$$m_z = \sum_i (m_z^{q_i} q_i + m_z^{\dot{q}_i} \dot{q}_i); \quad (27)$$

$$\Delta\bar{p} = \sum_i (p^{q_i} q_i + p^{\dot{q}_i} \dot{q}_i).$$

При цьому коефіцієнти аеродинамічних похідних визначаються з виразів

$$C_y^{q_i} = \frac{2b_a^2}{S_{\epsilon}} \int_S p^{q_i} dS; \quad C_y^{\dot{q}_i} = \frac{2b_a^2}{S_{\epsilon}} \int_S p^{\dot{q}_i} dS, \quad (28)$$

$$m_z^{q_i} = -\frac{2b_a^2}{S_{\epsilon}} \int_S p^{q_i} \xi dS; \quad m_z^{\dot{q}_i} = -\frac{2b_a^2}{S_{\epsilon}} \int_S p^{\dot{q}_i} \xi dS.$$

Постановка лінійного завдання передбачає виконання граничних умов для потенціалу швидкості  $\varphi$ , який повинен задовольняти:

рівнянню нерозривності нестисливого середовища поза тілом і сліду

$$\text{div} \vec{V}(\tau, \vec{r}) = 0; \quad (29)$$

на несучих поверхнях  $S$  умові непротікання;

$$\frac{\partial \varphi(\tau, \vec{r})}{\partial n} = V_{S\vec{n}}(\tau, \vec{r}) - \vec{V}_0 \vec{n}, \quad (30)$$

де  $V_{S\vec{n}}$  – нормальна компонента швидкості точок поверхні  $S$  в земній системі координат;

на крайках несучої поверхні, з яких сходять вихрові поверхні  $\sigma_p$  – умові Чаплигіна–Жуковського про кінцівку швидкості

$$p_- = p_+, \quad (\vec{V} \varphi \vec{n})_- = (\vec{V} \varphi \vec{n})_+, \quad (x, y, z) \in L_p, \quad (31)$$

де індекси  $-$  і  $+$  ставляться до верхньої й нижньої сторін поверхонь  $\sigma_p$ ;  $L_p$  – лінія сходження завіс;

на вільній завісі  $\sigma_p$  – кінематичній умові спільності плин

$$\frac{\partial \varphi}{\partial n} \Big|_- = \frac{\partial \varphi}{\partial n} \Big|_+ \quad (32)$$

і динамічній умові відсутності перепаду тисків

$$p_-(\tau, \vec{r}) = p_+(\tau, \vec{r}), \quad \vec{r} \in \sigma_p; \quad (33)$$

на нескінченним віддаленні від несучої поверхні  $S$  й вихрових поверхонь  $\sigma_p$  відсутності збурень

$$\lim_{|\vec{r}| \rightarrow \infty} \vec{V} \varphi(\tau, \vec{r}) = 0. \quad (34)$$

Рішення завдання обтікання ПА зводиться до визначення функції  $\varphi$  (безрозмірного потенціалу)

$$\Delta \varphi(\tau, \vec{r}) = 0, \quad (35)$$

що задовольняє переліченим вище умовам і може бути подана у вигляді виразу [9]

$$\varphi = \sum_i (\varphi^{q_i} q_i + \varphi^{\dot{q}_i} \dot{q}_i). \quad (36)$$

Замінімо ПА вихровим поверхневим шаром, розташованим на базових площинах. Для знаходження розподілу напруженості циркуляції вихрової поверхні безперервна зміна циркуляції уздовж розмаху базової площини в методиці замінюється східчастою, а вихровий шар на ній вважається таким, що складається з дискретних приєднаних вихорів і віддаленої від кожного з них безперервної завіси вільних вихорів.



Таким чином, вихрова поверхня, що моделює будь-яку частину схематизованого ПА, у загальному випадку буде складатися з підковоподібних приєднаних вихорів з віддаленою від них завісою вільних вихорів. Збільшення числа дискретних вихорів у системі дозволяє з будь-якою необхідною точністю відтворити безперервний вихровий шар. Напруженість завіси вільних вихорів визначається через циркуляції приєднаних вихорів [9].

При чисельній реалізації суми, якими замінюються невласні інтеграли при переході від безперервного вихрового шару до дискретних вихорів, повинні задовольняти їхнім головним значенням за Коші, що виконується відповідним розміщенням контрольних точок (у яких виконується гранична умова непротікання) і вихорів на приблизно однаковій відстані одні від одних, у результаті чого контрольні точки виявляються посередині кожного вихрового відрізка.

У місцях зламу кромок базової площини, а також при наявності органів керування, що відхиляються, у перетинах, де має місце злам, напруженість циркуляції розподіленого вихрового шару може мати особливості. Для врахування цих особливостей при переході до системи дискретних вихорів необхідно, щоб приєднані дискретні вихори не перетинали перетинів зі зламами, тобто в цьому випадку по відповідних границях необхідно брати перетини для розбивки базової площини за розмахом. Несучі поверхні з криволінійними крайками при розрахунку приблизно замінюються базовими площинами з ламаними крайками з урахуванням вищезазначеного щодо граничних перетинів.

Для задоволення умови Чаплигіна–Жуковського (31) на задній крайці (крайка сходу вихрової завіси) при розбивці несучих поверхонь поблизу її розміщаються контрольні точки.

Поле збурених швидкостей від системи підковоподібних вихорів визначається з використанням закону Біо–Савара за методичними рекомендаціями і залежностями [8, 9].

Наявність поперечних  $\mu$  і поздовжніх  $p$  перетинів ділить базову площину на ряд елементарних трапецій. Для чисельної реалізації при завданні вихрової схеми прийнятий закон розбивки «1/4» (вихори розташовуються на відстані чверті довжини кожної трапеції від її початку уздовж осі  $Ox$ , а контрольні точки – на відстані трьох чвертей довжини кожної трапеції). Така схема реалізує безвідривне обтікання передніх крайок несучих поверхонь і виконання умови Чаплигіна–Жуковського в районі задніх крайок.

Лінії контрольних точок позначимо  $\nu$ , а вихорів –  $\mu$ . Точки перетинання ліній  $\mu$  і  $\kappa$  будемо позначати  $\mu\kappa$ , вважаючи їх початками вихорів, координати контрольних точок  $\nu$ , розташованих між перетинами  $pp - 1$ ,  $\nu pp - 1$ . Обчислення необхідних геометричних параметрів у межах кожної трапеції в процесі чисельної реалізації методики здійснюється з використанням рекомендованих залежностей [8, 9].

При розгляді лише поздовжнього руху для скорочення часу розрахунку використовується принцип дзеркального відображення при врахуванні симетрично

розташованих ділянок несучих систем на алгоритмічному рівні.

Використовувана вихрова модель зручна для розрахунків на ЕОМ через те, що в її основі лежать досить прості особливості, набором яких описується шукана течія.

Подамо безрозмірну циркуляцію приєданого вихору  $\Gamma_{\mu\kappa}^{\mu\kappa-1}$  через коефіцієнти аеродинамічних похідних

$$\Gamma_{\mu\kappa}^{\mu\kappa-1} = \sum_i (\Gamma_{\mu\kappa}^{q_i, \mu\kappa-1} q_i + \Gamma_{\mu\kappa}^{\dot{q}_i, \mu\kappa-1} \dot{q}_i). \quad (37)$$

Підставляючи (37) у співвідношення, що визначають індуковані швидкості (за Біо–Саваром), у контрольній точці з координатами  $(\xi_{\nu pp-1}, \zeta_{\nu pp-1})$  базової площини, одержимо вирази їх через коефіцієнти аеродинамічних похідних циркуляції.

Передбачається, що вихровий слід, що сходиться із задніх кромок несучих поверхонь, спрямований по вектору незбуреного потоку, а отже лежить у його площині. Відзначена обставина дозволяє знехтувати його впливом [9] на шукану АДХ.

Вимога задоволення граничної умови непротікання в будь-якій контрольній точці всієї вихрової системи дозволяє одержати дві системи лінійних алгебраїчних рівнянь (СЛАР) щодо шуканих аеродинамічних похідних циркуляції

$$\begin{aligned} \frac{1}{4\pi} \sum_{\kappa=1}^N \sum_{\mu=1}^n \varpi_{\sigma, \nu pp-1}^{\mu\kappa-1} \Gamma_{\mu\kappa}^{q_i, \mu\kappa-1} &= H^{(q_i)}_{\nu pp-1}, \quad p = 1, 2, \dots, N, \\ \frac{1}{4\pi} \sum_{\kappa=1}^N \sum_{\mu=1}^n \varpi_{\sigma, \nu pp-1}^{\mu\kappa-1} \Gamma_{\mu\kappa}^{\dot{q}_i, \mu\kappa-1} &= - \sum_{\kappa=1}^N \sum_{\mu=1}^n \frac{\partial \varpi_{\sigma, \nu pp-1}^{\mu\kappa-1}}{\partial p_i^*} \Gamma_{\mu\kappa}^{q_i, \mu\kappa-1}, \quad (38) \\ p &= 1, 2, \dots, N, \quad \nu = 1, 2, \dots, n-1, \end{aligned}$$

де  $H^{(q_i)}_{\nu pp-1} = \vec{v}_0 \vec{n}_{\nu pp-1}$  – вектор правих частин;  $\vec{v}_0$  – вектор безрозмірної переносної швидкості;  $\vec{n}_{\nu pp-1}$  – орт нормалі до базової поверхні в контрольній точці  $\nu pp - 1$ , індекс  $\sigma$  указує на сумарне значення індукованої в будь-якій контрольній точці швидкості  $\varpi$  (з урахуванням дзеркального відображення вихорів) [9, 10].

Таким чином, кожна із систем (38) щодо шуканих похідних циркуляцій  $\Gamma^{q_i}, \Gamma^{\dot{q}_i}$  вирішується незалежно одна від одної, однак для розв'язання другої системи (38) використовуються результати рішення першої.

Наведені СЛАР, до яких зводиться рішення задачі, мають велику стійкість стосовно вихідних даних через те, що діагональні члени в матриці коефіцієнтів відіграють домінуючу роль, і детермінанти системи суттєво відмінні від нуля [9, 10].

За знайденими величинами  $\Gamma^{q_i}, \Gamma^{\dot{q}_i}$  з використанням (27), (28) обчислюються розподілені й сумарні АДХ ПА.

Так, безрозмірна напруженість приєданого вихрового шару у визначиться виразом (індекси умовно опущені)

$$\gamma = \frac{\tilde{A}}{\Delta \xi}, \quad (39)$$

де  $\Delta \xi$  – безрозмірна довжина трапеції.

З урахуванням (27) і теореми Жуковського «у малому» [9, 10] визначаються вирази для похідних коефіцієнтів аеродинамічного навантаження

$$p^{q_i} = 2\gamma^{q_i}, \quad p^{\dot{q}_i} = 2\gamma^{\dot{q}_i}. \quad (40)$$

Коефіцієнти аеродинамічних похідних ПА при подовжньому русі з (27), переходячи в них від інтегралів до сум, визначаються за такими виразами:

$$C_y^{q_i} = 4 \frac{b_a^2}{S_k} \sum_{k=1}^N \xi_{k-1} \sum_{\mu=1}^n \Gamma_{\mu k}^{q_i, k-1}, \quad C_y^{\dot{q}_i} = 4 \frac{b_a^2}{S_k} \sum_{k=1}^N \xi_{k-1} \sum_{\mu=1}^n \Gamma_{\mu k}^{\dot{q}_i, k-1}, \quad i = 1, \dots, 4, \quad (41)$$

$$m_z^{q_i} = -4 \frac{b_a^2}{S_k} \sum_{k=1}^N \xi_{k-1} \sum_{\mu=1}^n \Gamma_{\mu k}^{q_i, k-1} \zeta_{\mu k}^{k-1}, \quad m_z^{\dot{q}_i} = -4 \frac{b_a^2}{S_k} \sum_{k=1}^N \xi_{k-1} \sum_{\mu=1}^n \Gamma_{\mu k}^{\dot{q}_i, k-1} \zeta_{\mu k}^{k-1},$$

При використанні для розрахунків АДХ ПА наведеного НМА для розрахункової схеми ПА можна визначити похідні АХ компонування в крейсерській конфігурації і характеристики демпфірування подовжніх коливань  $C_y^\alpha$ ,  $m_z^\alpha$ ,  $m_z^{\bar{\omega}_z}$ ,  $m_z^{\bar{\alpha}}$ .

Сумарні аеродинамічні коефіцієнти  $C_{y a}$ ,  $m_{z a}$  для розглянутого випадку подовжнього руху визначаються відомими виразами [9, 10]

$$C_{y a} = C_y^\alpha (\varphi_{0k} + \alpha - \alpha_0), \quad (42)$$

$$m_{z a} = m_z^\alpha (\varphi_{0k} + \alpha - \alpha_{0m}) + (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}) \frac{b_a}{V} \omega_z, \quad (43)$$

де  $\varphi_{0\varepsilon}$  – кут встановлення оперення,  $\alpha_0$ ,  $\alpha_{0m}$  – кути нульової піднімальної сили й нульового моменту тангажа;  $\alpha$  – поточний кут атаки ПА.

Розмірна величина аеродинамічної піднімальної сили  $Y$  у кожний момент часу визначається аналогічно (24), а подовжній момент  $M_z$  – за такою залежністю:

$$M_{z a} = (m_z^\alpha \alpha + (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}) \frac{b_a}{V} \omega_z) q_a b_a. \quad (44)$$

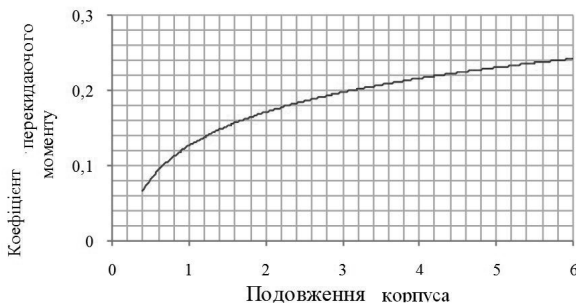


Рис. 3. Залежність перекидаючого моменту від подовження корпусу

При наявності окремих експериментальних даних АДХ ПА вони можуть бути використані поряд з іншими розрахунками в аеродинамічному блоці.

Аеродинамічний момент корпусу залежить, головним чином, від подовження форми. Чим більше подовження, тим більше аеродинамічний момент корпусу (рис. 3), тому для прив'язних аеростатів вигідно застосовувати короткі корпуси малого подовження, адже стійкість такого корпусу легше забезпечити внаслідок менших, ніж у довгих корпусів, аеродинамічних моментів.

**Висновки:**

1. У результаті досліджень вдосконалений науково-методичний апарат обґрунтування вимог до аеродинамічних та аеростатичних характеристик прив'язного аеростата мобільного аеростатного радіолокаційного комплексу виявлення маловисотних цілей, заснований на синтезі інженерних методів з використанням узагальнених експериментальних даних та методу граничних інтегральних рівнянь, що чимельно реалізується методом дискретних вихорів у рамках моделі ідеальної рідни.

2. Подальшим напрямом досліджень є вдосконалення науково-методичного апарату стосовно вибору раціональних значень основних параметрів прив'язного аеростата мобільного аеростатного радіолокаційного комплексу з урахуванням обмежень висоти та швидкості підйому (спускання), особливостей стабілізації та масових і габаритних параметрів радіолокаційної станції, масових та комунікаційних особливостей канат-кабелю.

**СПИСОК ПОСИЛАНЬ**

1. Беляев Д. М., Расстригин О. О., Кисель П. И., Семенов Р. П. Актуальність та перспективи застосування прив'язних аеростатів як носіїв радіолокаційних станцій виявлення маловисотних цілей// Збірник наук. праць / ЦНДІ ОБТ ЗС України. Вип. 2 (57). К. : ЦНДІ ОБТ ЗСУ, 2015. С. 52–60.
2. Халепский В. И. Механика привязного воздухоплавания. М. : Воениздат, 1946. 116 с.
3. Жаринов А. В. Динамика и аэродинамика дирижаблей // Обзор ЦАГИ. 1990. № 704. С. 7–12.
4. Федяевский К. К. Влияние состояния пограничного слоя на лобовое сопротивление хорошо обтекаемых тел. М. : ОНТИ НКТП СССР Гос. авиац. и автотрактор. изд-во, 1932. 30 с.
5. Hoerner S. F. Fluid-dynamic Drag. 1958.
6. Wright Jr. J. M., Adams R. E. An Empirical Method for Non-Rigid Airship Preliminary Drag Estimation // 9<sup>th</sup> AiAA Lighter Than Air Systems Technology Conference, paper № 91 – 1277. April 9–11, 1991, San Diego, CA. P. 59–66.
7. Кирилин А. Н. Дирижабли. М. : Русское воздухоплавательное общество, 2013. 408 с.
8. Белоцерковский С. М., Ништ М. И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М. : Наука, 1978. 351 с.
9. Белоцерковский С. М. Крыло в дозвуковом потоке газа. М. : Наука, 1965. 682 с.
10. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях. М. : Наука, 1975. 439 с.

**Рецензент С. В. Лапицький**, д-р техн. наук, проф. (Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України)

УДК 621.39

**А. О. АБРАМОВИЧ**, аспірант,**В. О. ПІДДУБНИЙ**, кандидат технічних наук,  
доцент(НТУУ «Київський політехнічний інститут  
ім. І. Сікорського», м. Київ),**О. М. ГУСЛЯКОВ**, старший науковий  
співробітник(Центральний науково-дослідний інститут  
озброєння та військової техніки Збройних Сил  
України, м. Київ)

## Вихрострумний пристрій з базою даних образів для ідентифікації типів металів прихованих об'єктів

Подані результати досліджень експериментального зразка вихрострумного пристрою (ВСП) та методи обробки сигналу з антени ВСП, що поліпшують основні технічні характеристики таких приладів, перетворюючи їх з металошукачів, які здійснюють розрізнення металів (чорний або кольоровий) в металоаналізатори, що створюють образ об'єкта, який виявляється. Запропоновано варіант застосування ВСП при розмінванні.

**Ключові слова:** вихрострумний пристрій, обробка сигналів, металошукач.

Представлены результаты исследований экспериментального образца вихретокового преобразователя (ВТП) и методы обработки сигнала с антенны ВТП, которые улучшают основные технические характеристики таких устройств, преобразовывая их из металлоискателей, распознающих металл (черный или цветной) в металлоанализаторы, которые создают образ обнаруживаемого объекта. Предложен вариант применения ВТП при разминировании.

**Ключевые слова:** вихретоковый преобразователь, обработка сигналов, металлоискатель.

У сучасних збройних конфліктах широко застосовується мінування місцевості різними типами мін та вибухонебезпечних пристроїв (ВНП). Так, для захисту власних позицій від швидкого наступу противника замінують місцевість на загрозованих напрямках і ділянках. Також при відступі замінують ділянки маршрутів руху та об'єкти, які можуть бути використані противником (споруди, військову техніку, підходи до пунктів із запасами матеріально-технічних ресурсів), що значно зменшує швидкість наступу противника. Під час проведення антитерористичної операції на сході України також спостерігається велика кількість втрат військової техніки, цивільних людей та військових внаслідок підризу на мінах та ВНП. Тому проблема виявлення та знешкодження таких небезпечних об'єктів є актуальною.

Задача виявлення мін і ВНП значною мірою вирішується за допомогою вихрострумних пристроїв – металошукачів та металоаналізаторів. Найбільш затребуваними та розповсюдженими серед ВСП є металошукачі типу «дуже низька частота» (Very Low Frequency – VLF) [1].

В основі роботи ВСП лежить явище збудження на поверхні досліджуваного металевго об'єкта вихрових струмів, які виникають внаслідок взаємодії електромагнітного поля, що наводиться в них передавальною антеною. Ці струми створюють вторинне електромагнітне поле, яке реєструється приймальною антеною, оброблюється електронним блоком і передається на індикаторний пристрій.

На даний час відомі різні способи визначення інформативного параметра: інформація про досліджуваний об'єкт міститься в амплітуді, фазі чи частоті сигналу, прийнятого антеною, причому один з цих параметрів є інформативним, а інші – заважаючі. Для виявлення та аналізу інформативного параметра в сучасних металошукачах використовують амплітудний, фазовий та частотний методи обробки сигналу.

Амплітудний метод широко використовується для аналізу сигналу у випадку коли інформативним фактором є амплітуда сигналу, а заважаючим – фаза чи частота прийнятого сигналу. Для цього до складу ВСП вводять амплітудний детектор, який відслідковує амплітуду вхідного сигналу і при досягненні деякого порогового значення, що відповідає вибраному типу матеріалу досліджуваного об'єкта, подає інформацію на індикаторний пристрій, який сигналізує про наявність об'єкта. У цьому випадку зміна фази чи частоти сигналу не впливає на показання металошукача. Більшість сучасних металошукачів якраз і використовують ідентифікацію металу за пороговим рівнем сигналу.

Фазовий та частотний методи застосовується при значному впливі заважаючого фактора на амплітуду сигналу. У структурній схемі ВСП, який реалізує вказані методи, замість амплітудного детектора використовують фазовий чи частотний. Ці два методи зазвичай використовуються в приладах неруйнівного контролю параметрів металевих об'єктів.

Амплітудний підхід до виявлення інформативного сигналу має ряд недоліків, основним з яких є велика кількість хибних спрацьовувань при пошукових

роботах на ділянці з великою кількістю сміття (мінералізований ґрунт, металева стружка, цвяхи, шурупи). Зниження чутливості приладу для мінімізації кількості хибних спрацьовувань призводить до втрати інформації про металеві зразки малих розмірів. Амплітуда відбитого сигналу залежить від рівня намагніченості, тому якщо два предмети магнітний (сталь) та немагнітний (мідь) лежать поруч, то сигнал від магнітного предмета буде значно більший, ніж від немагнітного (рівень намагніченості сталі в сім разів більший рівня намагніченості міді) і останній виявити буде неможливо. Тому ВСП, побудовані на вихрострумовому методі розрізнення металів, не дозволяють визначати тип металу, якщо два зразки з різних металів знаходяться в безпосередній близькості один від одного [2]. Відстань нерозрізнення, тобто мертвої зони між двома різними металевими предметами, близька до половини діаметра приймальної антени.

Використовуючи запропоновані нами нестандартні методи обробки сигналу з антени ВСП, можливо поліпшити основні технічні характеристики цих приладів, перетворивши їх з металошукачів, що здійснюють дихотомічне розрізнення металів (чорний/кольоровий, тобто сильно намагнічений/слабо намагнічений) в металоаналізatori, які дозволять по аналогії з радіолокацією створювати образи об'єкта, що виявляється ВСП. Дослідженням цих питань і присвячена дана робота.

Розглянемо принцип функціонування експериментального зразка ВСП (рис. 1), який був розроблений нами в навчально-дослідній лабораторії радіотехнічного факультету НТУУ «КПІ ім. І. Сікорського» [3] та використовувався для отримання інформаційного сигналу при виявленні та ідентифікації об'єкта.

Структурна схема зразка ВСП показана на рис. 2. До неї входять: дві антени (передавальна 1 та приймальна 4), імпульсний генератор низькочастотного сигналу 2, блок підсилення та обробки сигналу 5, генератор тактових імпульсів 7, мікроконтролерний блок обробки 3 та індикаторний пристрій 6 (монітор ноутбука).

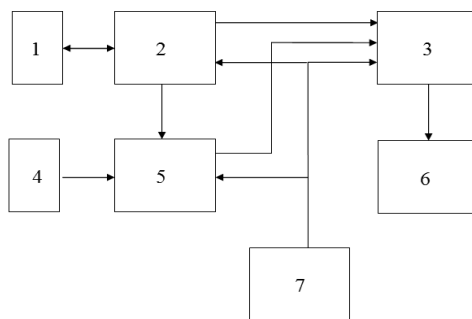


Рис. 2. Структурна схема вихрострумового металошукача

Розглянемо роботу ВСП: генератор низькочастотного сигналу 2 формує імпульсні сигнали, що надходять на передавальну антену 1 та випромінюють в досліджуване середовище електромагнітне поле. За рахунок електромагнітної індукції на поверхні досліджуваного об'єкта виникають струми Фуко, що змінюють первинне електромагнітне поле. Зміни в полі реєструються приймальною антеною 4, підсилюються та проходять первинну обробку в блоці 5. Для забезпечення синхронізації між вузлами металошукача використовується генератор тактових імпульсів 7. Після обробки сигнал надходить до мікроконтролерного блока 3, в якому отримані від досліджуваних зразків сигнали порівнюються з еталонними, інформація про які зберігається в пам'ятовувальному пристрої, а потім до індикаторного пристрою 6. Діаграма спрямованості рамочної антени зображена на рис. 3

Конструктивно приймально-передавальний блок побудований на двох мікроконтролерах AVR Atmega32: перший керує роботою вихрострумового блока, другий забезпечує перетворення вимірних даних у необхідний формат для передачі на ноутбук. Як індикаторний пристрій використовувався ноутбук HP 4540s, на якому для обробки сигналів встановлений пакет прикладних

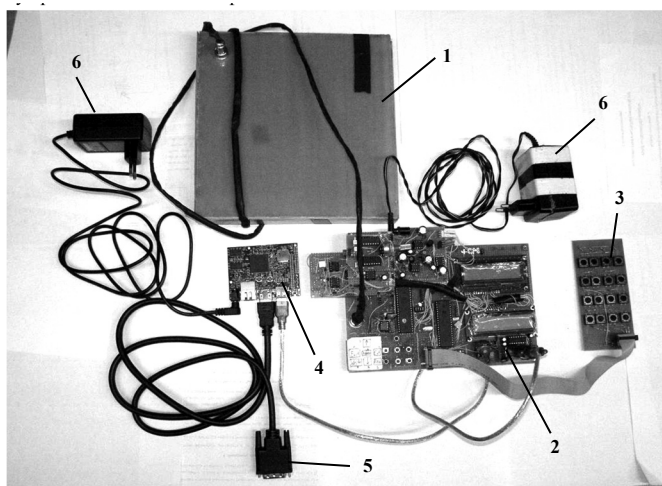


Рис. 1. Експериментальний зразок вихрострумового пристрою:  
1 – блок антен; 2 – приймально-передавальний блок; 3 – клавіатура; 4 – плата обробки інформації;  
5 – роз'єм для підключення ноутбука; 6 – блок живлення

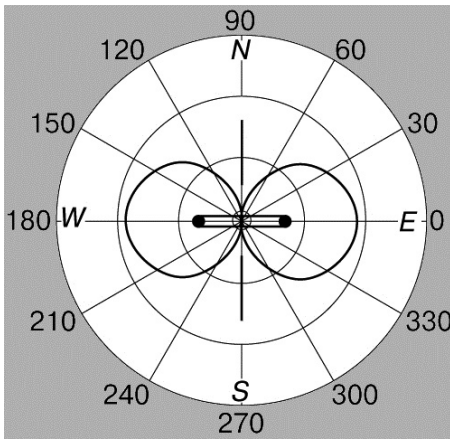
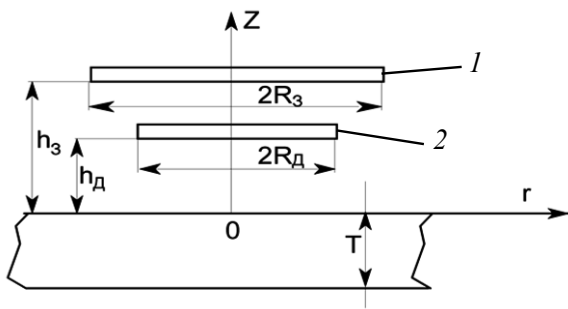
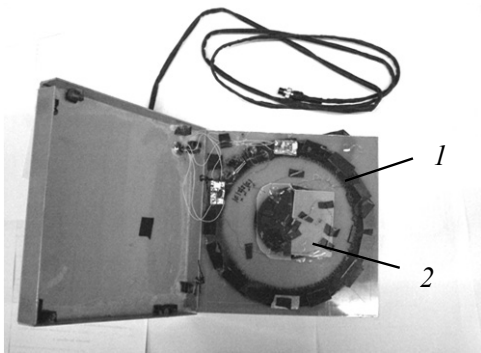


Рис. 3. Діаграма рамочної антени



а – схема розміщення антенного блока



б – вид антенного блока

Рис. 3. Антенний блок:

- 1 – передавальна антена; 2 – приймальна антена;
- $h_d$  – відстань (50 мм) від приймальної антени до металевого предмета товщиною  $T$ ,  $h_3$  – відстань (56 мм) від передавальної антени до металевого предмета товщиною  $T$ ;
- $T$ ,  $R_3$  – радіус (100 мм) передавальної антени,
- $R_d$  – радіус приймальної антени (40 мм)

програм MATLAB [7], у середовищі якого розробленою нами програмою проводиться обробка та аналіз отриманого сигналу. Інформація через USB-порт передається на ноутбук пакетами по 8 біт. Динамічний діапазон аналого-цифрового перетворювача мікроконтролера близько 48 дБ.

Як антенний блок використовуються дві коаксіально розміщені рамочні антени (передавальна та приймальна), що зміщені одна від одної на 6 мм. Розміщення антен над металевими зразками та вигляд антенного блока зображено на рис. 4.

Характеристики антен та їх конструктивні особливості наведено в табл. 1.

Рівень сигналу, збудженого вторинним електромагнітним полем на виході приймальної антени металодіагностичного (внесена напруга)  $\bar{U}_{вн}$  величина комплексна і залежить від провідності досліджуваного об'єкта та його магнітних властивостей [5]. Форма інформативного сигналу [5], який знятий з антени та підсилений в блоці 5, для різних металів (мідь та залізо) показана на рис. 5. Як бачимо, сигнали різні за амплітудою, формою та тривалістю, яка залежить від швидкості сканування об'єктів, що виявляються.

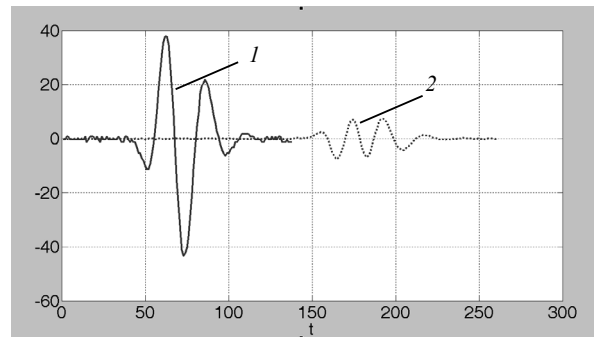


Рис. 5. Форма сигналу приймальної антени в залежності від типу металу, розміру об'єкта та швидкості ( $t$  – дискретний час) сканування антени: 1 – залізо; 2 – мідь

Інформативний сигнал (внесена напруга)  $\bar{U}_{вн}$  є функцією фактора впливу [6] магнітних та електричних властивостей ( $\varphi_1(x, \beta)$ ) і залежить від магнітної проникності металу  $\mu_0$  та його електропровідності, а його значення змінюється в залежності від властивості металів [3]:

$$\bar{U}_{вн} = F(j\omega\mu_0\pi N_{пд}N_{пр}R_{пр}\varphi_1(x, \beta)), \quad (1)$$

де  $N_{пр}, N_{пд}$  – кількість витків у приймальній та передавальній антенах,  $\omega$  – кутова частота,  $R_{пр}$  – радіус приймальної антени,  $j$  – позначення комплексних чисел.

Таблиця 1. Конструктивні характеристики антен ВСП

№ з/п	Параметр	Передавальна	Приймальна
1	Діаметр дроту, мм	0,33	0,22
2	Товщина антени $a$ , мм	5	6
3	Кількість витків $w$	85	275
4	Кількість шарів дроту $n$	5	12
5	Внутрішній діаметр рамки $d_{пр}, d_{пер}$ , мм	162	81
6	Індуктивність, мГн	3,87	13,14

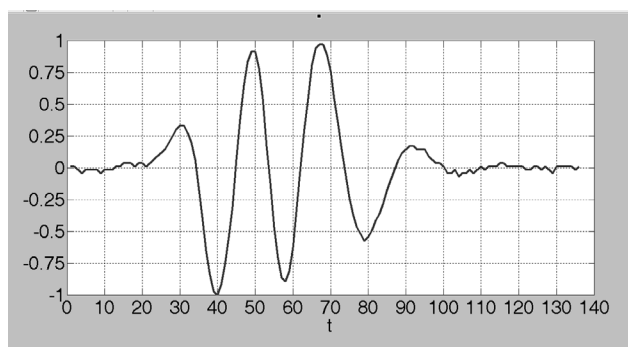
Фактор впливу магнітних та електричних властивостей розраховується за формулою [6, формула (4.54), с. 187]

$$\varphi_1(x, \beta) = \frac{\mu_r - \sqrt{x^2 + j\beta^2}}{\mu_r + \sqrt{x^2 + j\beta^2}}, \quad (2)$$

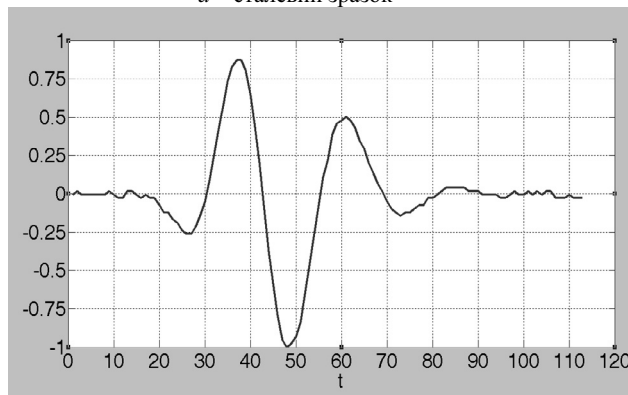
де  $x$  – відстань від центра антени,  $x = \lambda R_{\text{пд}}$ ,  $\lambda$  – параметр інтегрального перетворення,  $R_{\text{пд}}$  – радіус передавальної антени,  $\mu_r$  – відносна магнітна проникність,  $\beta = R_{\text{пд}} \sqrt{\omega \mu_a \sigma}$  – узагальнений параметр вихрострумовевого контролю згідно з ГОСТ 24289–80 [7],  $\sigma$  – електропровідність (табличне значення відповідного матеріалу).

Розглянемо для прикладу два метали: сталь та мідь. Як відомо, відносна магнітна проникність сталі  $\mu_r = 100$ , а міді  $\mu_r = 1$ , провідність заліза (сталі)  $0,769 \cdot 10^6$  См/м, а міді  $-59,5 \cdot 10^6$  См/м. Тоді модуль фактора впливу для сталі та міді відповідно складають:  $|\varphi_{\text{сталь}}(x, \beta)| = 0,836$  та  $|\varphi_{\text{мідь}}(x, \beta)| = 1,0$ , тобто маємо значну відмінність між ними.

Інформація про досліджуваній об'єкт, зображена на дисплеї, міститься в формі сигналу, його тривалості, крутості зростання та спадання фронтів та ін. [8]. Однак порівнювати їх можна лише після нормування за амплітудою та тривалістю. Нормування за амплітудою не викликає ніяких труднощів, а як параметр нормування за тривалістю сигналу використовувалася відстань між двома максимумами сигналу. Нормовані сигнали показані на рис. 6, де зібрано часові відклики для зразків із сталі та міді.



а – сталевий зразок



б – мідний зразок

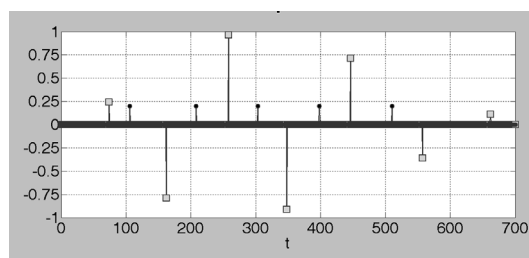
Рис. 6. Параметр нормування за тривалістю сигналу

Аналізувати такий сигнал в часовій формі незручно. Тому для перетворення його в більш зручний для

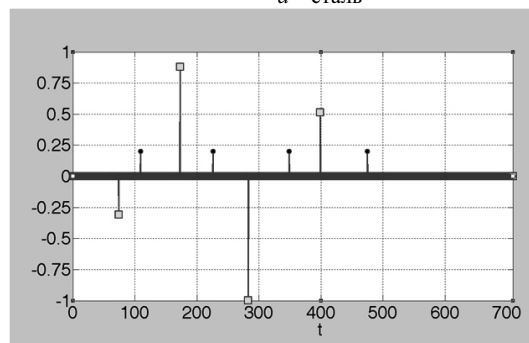
аналізу та математичної обробки вигляд необхідно за критичними точками (екстремуми сигналу та перехід через нуль) апроксимувати його кусково-поліноміальними функціями. Ступінь полінома апроксимації та кількість інтервалів апроксимації залежать від складності сигналу та необхідної точності апроксимації. На кожному інтервалі апроксимації задаємо кількість дискретних точок  $x_1, x_2, \dots, x_m$ , отриманих експериментально,  $a_1, a_2, \dots, a_{m-1}$  – коефіцієнти полінома, і записуємо поліном апроксимації інтервалу залежністю

$$P(x) = a_1 + a_2x + a_3x^2 + \dots + a_{n-1}x^{n-1}. \quad (3)$$

Часовий сигнал, отриманий після апроксимації, перетворюється програмою в графічний образ, в якому неперервна зміна сигналу замінюється характерними лініями (точками розміщення екстремумів). Відповідні часовим сигналам графічні образи (рис. 5) для сталі та міді зображені на рис. 7, а числові значення інформаційних параметрів надані в табл. 2.



а – сталь



б – мідь

Рис. 7. Графічні образи сигналів. Квадратами позначено точки екстремумів, кружками – точки переходу через нульовий рівень. (По вертикалі – нормована амплітуда, по горизонталі  $t$  – дискретний час)

Графічні образи мають більшу інформативну насиченість ніж звуковий сигнал, тому що характерні лінії відрізняються одна від одної координатами, висотою та полярністю. Крім того, інформаційними є точки переходу сигналу через нульовий рівень.

Далі за розробленими алгоритмами і програмою інформативні параметри образів об'єктів, що виявляються, порівнюються з накопиченими в базі еталонними сигналами. Це дозволяє аналізувати металеві предмети не за ознакою «сильно намагнічений/слабо намагнічений», а як узагальнений образ, що складається з різноманітних металів, що входять до складу виявленого об'єкта.

Таблиця 2. Числові значення інформативних параметрів образів для сталі та міді

№ екстремуму по порядку зліва направо	1	2	3	4	5	6	7	K,%*
Сталь								
Амплітуда	0,3055	-0,9471	0,9461	-0,9007	0,9826	-0,5326	0,1844	3,7
Координати екстремумів	80	180	280	360	460	570	690	–
Координати нулів	120	230	320	410	520	650	–	–
Мідь								
Амплітуда	-0,2551	0,8720	-0,9963	0,4949	-0,1403	–	–	43
Координати екстремумів	70	180	290	410	520	–	–	–
Координати нулів	110	230	360	490	560	–	–	–

де K,%\* – різниця у відсотках між двома найбільшими позитивними максимумами сигналу.

Запропонований підхід дозволяє здійснювати селективний пошук потрібної групи образів. Так, окремі елементи ВВП або мін сумарно за своїми властивостями дають різні сигнали. Ці відмінності можна виявити та записати в базу даних, що зберігається в пам'яті ВСП. При скануванні невідомого об'єкта необхідно порівняти отриманий сигнал із записаним в пам'яті [9], та ідентифікувати об'єкт в цілому. Якщо отриманий сигнал повністю не співпадає із відомими, що знаходяться в базі даних, то мікропроцесор розрахує відсоткову збіжність з найближчим еталонним образом і вкаже, з якою ймовірністю відшуканий металевий предмет (елемент) відповідає записаному в базі.

Отже, проведені дослідження підтвердили можливість: створення образів виявлюваних об'єктів, якими можуть бути складові ВВП і різних типів мін (корпуси, детонатори, ударники); накопичення сигналів від різних

предметів для зберігання відповідної бази даних і в подальшому порівняння параметрів сигналу від виявленого об'єкта; здійснювати селекцію сигналів від різного типу сміття в ґрунті (невеликі уламки, гільзи, консервні банки, фольга, корки від пляшок).

Крім цього, розроблений макет ВСП можливо використовувати як у ручному режимі, коли сапер здійснює рух штанги з антеною над поверхнею, так і в автоматизованому режимі, коли пошуковий ВСП встановлюється на малогабаритний дистанційно керований робототехнічний комплекс, а поворотний пристрій, закріплений на передній частині корпусу, здійснює циклічний рух штанги з антеною з встановленою швидкістю та на визначеній висоті над поверхнею (рис. 7).

**Висновки.** Таким чином, побудований за запропонованою структурною схемою ВСП та удосконалений

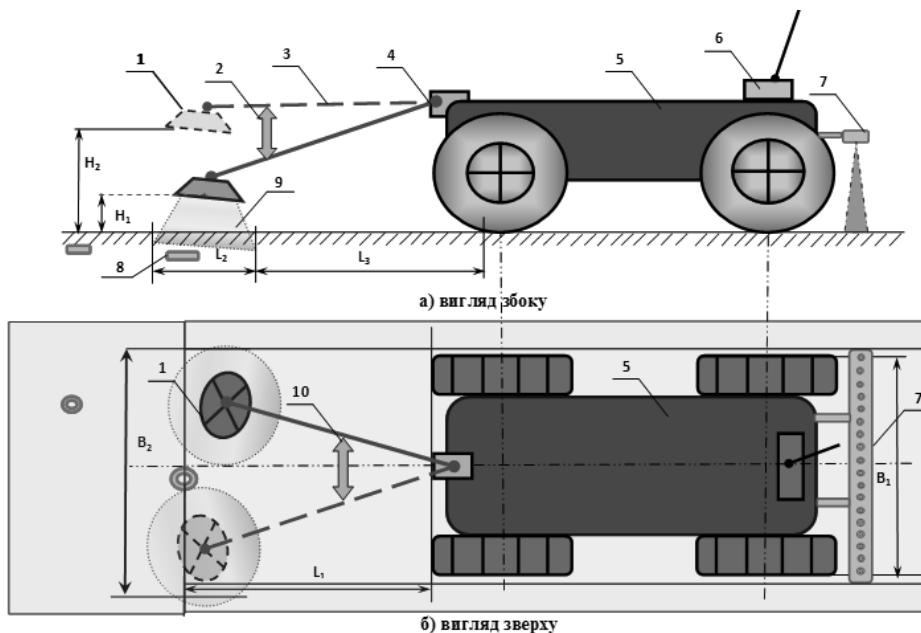


Рис. 7. Схема функціонування робототехнічного комплексу, оснащеного запропонованим ВСП:

- 1 – антенний блок, 2 – позначення вертикального руху штанги, 3 – виводна штанга антенного блока, 4 – механізм управління рухом штанги, 5 – шасі, 6 – система дистанційного управління і передачі даних, 7 – система маркування місця виявлення об'єктів, 8 – прихований в ґрунті ВВП, 9 – зона дії антен, 10 – позначення горизонтального циклічного руху штанги

математичний апарат обробки сигналу виявленого невідомого металевго предмета дозволяє ідентифікувати об'єкт за базою даних, підвищити імовірність виявлення різних об'єктів, що, у свою чергу, дозволяє збільшити швидкість та підвищити ефективність проведення робіт з пошуку вибухонебезпечних предметів.

### СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. IEEE Xplore, Proceedings of the 14th International Conference on Ground Penetrating Radar (GPR). DOI: 10.1109/ICGPR.2012.6254822.
2. Щербаков Г. Н. Увеличение предельной глубины обнаружения локальных ферромагнитных объектов в толще проводящих укрывающих сред методом дистанционного параметрического подмагничивания // Радиотехника. 2005. № 12. С. 42–45.
3. Абрамович А. О. Радиолокаційно-вихрострумвий радар // Вісник НТТУ «КПІ». Сер. Радиотехніка. Радіоапаратобудування. 2014. Вип. № 57. С. 77–82.
4. Jol M. H. Ground Penetrating Radar Theory and Applications // Oxford GB.: Elsevier B.V. 2009. 574 p.
5. Diamanti L., Annan P. Characterizing the energy distribution around GPR antennas. J. Appl.Geophys., this issue. 2013.
6. Неразрушающий контроль : в 5 т. Т. 3. Электромагнитный контроль : прак. пособие / под ред. В. В. Сухорукова. М. : Высш. шк., 1992. 312 с.
7. ГОСТ 24289–80. Контроль неразрушающий вихретоковый. Термины и определения.
8. Obiazi A. M., Anyasi F. I., Jacdonmi O. O. Iplementing a Robust Metal Detector Utilizing the Colpitts Oscillator with Toroidal Coil // Journal of Engineering and Applied Sciences. 2010. № 5 (2). P. 56–63.
9. Айфичер Э., Джервис Б. Цифровая обработка сигналов. Практический подход : пер. с англ. 2-е изд. М. : Вильямс, 2004. 992 с.

**Рецензент М. І. Луханін**, д-р техн. наук, проф.  
(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)



УДК 629.783:355.40

**П. В. ФРИЗ,**кандидат технічних наук, доцент  
(Житомирський військовий інститут  
ім. С. П. Корольова)

## До проблеми управління процесом космічних спостережень заданих районів Землі при вирішенні оперативних завдань

*Узагальнено авторські результати розробки методологічних основ управління процесом космічних спостережень заданих районів Землі при вирішенні оперативних завдань в умовах обмежених бортових ресурсів. При цьому запропоновано ряд методів та моделей, що певною мірою сприяють розв'язанню протиріччя між штатними можливостями космічних засобів та зростаючими потребами замовників цільової інформації від них.*

*Обобщены авторские результаты разработки методологических основ управления процессом космических наблюдений заданных районов Земли при решении оперативных задач в условиях ограниченных бортовых ресурсов. При этом предложен ряд методов и моделей, которые в определенной степени способствуют разрешению противоречия между штатными возможностями космических средств и растущими потребностями заказчиков целевой информации от них.*

Серед завдань, поставлених у Загальнодержавній цільовій науково-технічній космічній програмі України на 2013–2017 роки та Концепції реалізації державної політики у сфері космічної діяльності на період до 2032 року [1, 2], основні пріоритети надано забезпеченню розвитку космічних технологій та їх інтеграції до сектору національної економіки і сфери національної безпеки та оборони з таких напрямів, як дистанційне зондування Землі (ДЗЗ) з космосу, вдосконалення космічних систем (КС) телекомунікації, навігації та інших космічних інформаційних систем (КІС).

Характерною ознакою будь-якої КС є наявність в її структурі космічного сегмента – орбітальних засобів у складі одного або декількох космічних апаратів (КА). Щодо КІС КА виконує роль носія технічних засобів *інформаційної системи* – бортової цільової апаратури (БЦА), яка безпосередньо забезпечує збір та формування цільової інформації (ЦІ). Це можуть бути оптико-електронні прилади, радіолокатори, сканери, датчики, фотознімальна та телевізійна апаратура, ретранслятори, передавачі, приймачі, антенні системи і т. п. Крім того, принципово необхідним елементом будь-якої КІС є *телекомунікаційна система* (ТКС), яка забезпечує обмін інформацією між орбітальними та наземними засобами. Її основу становлять антенні системи, радіоприймальні та радіопередавальні пристрої.

Виходячи із розмаїття КІС та виконуваних ними завдань (спостереження, моніторинг, виявлення, розпізнавання, збір і передача даних, зйомка, зв'язок), для стислості, де це допустимо, використовуватимемо об'єднуючий термін “обслуговування” наземних об'єктів (НО).

У рамках даної статті для визначеності обмежимося класом космічних систем спостереження (КСС), цільова інформація яких має державне і міжнародне значення. Для КСС термін “обслуговування” НО означатиме, перш за все, збір інформації від заданих наземних районів і об'єктів спостереження та її передачу на наземні засоби.

Первинним джерелом інформації для будь-якої КСС служить електромагнітне випромінювання (ЕМВ), що утворюється або відбивається від НО в оптичному та/або в радіодіапазоні. Залежно від типу джерела інформації та способу її одержання розрізняють КСС: оптико-електронного (ОЕСп), радіолокаційного (РЛСп) спостереження, фотоспостереження (ФСп) та ін.

Специфічними елементами таких КСС є *орбітальні засоби*, які *віддалені* від наземних засобів, *розосереджені* у просторі і часі, здійснюють *безперервний рух*, мають *обмежений бортовий ресурс*, функціонують у *складних умовах* космічного простору.

КА є *носіями* бортової цифрової апаратури (БЦА) оптичного та/або радіодіапазону, основна функція якої – огляд заданих районів та/або об'єктів спостереження, збір ЕМВ з них, формування і передача на Землю цифрової інформації (ЦІ). Використання КА в цій ролі забезпечує глобальність і безперервність спостережень, охоплення великих територій, високу оперативність, невразливість засобів і т. п. У той же час, використання



1. Провести аналіз існуючої технології, стану теорії і практики управління процесами в КСС і на основі цього вибрати раціональні варіанти.

2. Розробити універсальний алфавіт для формалізованого опису стану орбітальних і наземних засобів КСС та процесів у них і на цій основі синтезувати ряд відповідних моделей з їх програмною реалізацією.

3. На основі замовлень користувачів ЦІ змодельовати процес космічних спостережень за заданими районами та/або об'єктами вітчизняними та зарубіжними КСС.

4. Використовуючи результати моделювання та враховуючи організаційні, технічні, фінансові та інші обмеження для конкретної ситуації, скласти план космічних спостережень.

5. Реалізувати розроблений план з урахуванням передбачуваних і непередбачуваних зовнішніх та внутрішніх факторів, оцінити якість отриманих результатів.

6. У разі необхідності прийняти та реалізувати необхідні рішення на управління засобами та процесами в них, включаючи корекцію формалізованого опису, синтезованих моделей та їх програмної реалізації, методичних основ планування та умов реалізації розроблених планів.

**Метою** статті є узагальнення та оприлюднення окремих результатів (методів, моделей, математичного апарату) авторських досліджень щодо проблеми управління процесом космічних спостережень при вирішенні оперативних завдань в умовах обмежених бортових ресурсів.

Питанням управління процесами в КС присвячено низку робіт останнього часу [10–12], але вони здебільшого розкривають тільки окремі складові процесу космічних спостережень. Так, у роботі [10] детально досліджується проблема управління тільки орбітальним рухом КА, включаючи етап виведення їх на орбіти. Стаття [11] присвячена вибору оптимальних варіантів маршрутів зйомки для КС ДЗЗ, а стаття [12] висвітлює проблему одного з видів управління в технічних системах – термінального. Таким чином, у зазначених джерелах та в ряді інших недостатньо досліджено складові процесу космічних спостережень та управління ним.

У контексті сказаного автором статті запропоновано ряд підходів до управління процесами в КСС при виконанні оперативних завдань.

Зокрема, як показав аналіз, при організації управління слід виходити із основної вимоги до КСС – оперативного отримання максимальних об'ємів корисної ЦІ потрібної якості у заданий час доби і року із заданих районів Землі при мінімальних витратах ресурсу і прийнятній вартості.

Виходячи з цього, доцільно перейти від традиційного *управління засобами* КСС до *управління процесами* в ній (процесний підхід [13, 14]). Це означає, що головна мета управління полягає не стільки в забезпеченні правильного функціонування орбітальних та наземних засобів при виконанні цільових завдань, скільки в отриманні ЦІ заданого складу та якості. З огляду на такий підхід можна допускати певні відхилення окремих параметрів технічних засобів КСС від заданих вимог, а

просторово-часового положення КА – від штатних параметрів орбіт і т.п.

У такому разі для *оперативного* виконання завдань можна [9]:

здіяяти не тільки свої, а й доступні іноземні КА;

перенацілювати КА на задані НО за рахунок кутових маневрів;

залучати ЦІ, отриману при нештатному функціонуванні засобів КСС;

використовувати архівну ЦІ, а також інформацію від інших засобів;

концентрувати власні КА за рахунок корекції орбіт і т. п.

Більше того, до поняття “управління процесом спостережень” доцільно віднести операції не тільки безпосереднього впливу на цей процес (моделювання, планування, формування БПУ та її реалізацію, а також контроль результатів), а й операції вибору, замовлення, придбання і т. п.

Таке розширене тлумачення процесу управління має суттєве значення з огляду на використання ЦІ від зарубіжних КСС, а також через необхідність парировання негативного впливу на якість ЦІ зовнішніх факторів.

Щодо формалізованого опису стану і процесів у КСС (див. рис. 1), то в авторських статтях [15–17] отримав подальший розвиток **метод формалізації процесів** у КСС як основа для подальшого моделювання. Він базується на теоретико-множинному підході з комплексним використанням аналітичних, логічних та логіко-аналітичних функцій та їх геометричної інтерпретації.

Для цього розроблено відповідний алфавіт, який містить як окремі позначення, так і логічні, аналітичні та логіко-аналітичні залежності, що відображають процеси замовлень, планування, спостереження, формування ЦІ та її передачі, управління засобами та процесами, стан орбітальних та наземних засобів, зовнішні та внутрішні умови їх функціонування, дії та рішення обслуговуючого персоналу, замовників і користувачів ЦІ.

В основу *формалізації* покладено математичний апарат теорії множин та комбінаторного аналізу, двозначної та багатозначної логіки. Просторово-часові явища в КСС формалізовані з використанням теорії польоту КА, а процес отримання ЦІ – на основі теорії інформації.

На базі формалізованого опису запропоновано ряд узагальнених моделей процесу отримання ЦІ. Приклад однієї із таких моделей показано на рис. 2. Як видно з рисунку, замовники, виходячи з передбачених інформаційних рішень, прогнозують власні потреби у цільовій інформації  $\mathbf{J}^n = \{J_e^n\}$ ,  $e = \overline{1, E}$  і з урахуванням інформаційних можливостей КСС  $\mathbf{J}^m = \{J_{ж}^m\}$ ,  $жс = \overline{1, Ж}$  формують відповідні заявки на спостереження тих або інших районів Землі  $\mathbf{Z} = \{Z_{ю}^z\}$ ,  $ю = \overline{1, Ю}$ .

При цьому в одній заявці може бути декілька замовлень  $\mathbf{Z} = \{Z_{\alpha}^z\}$ ,  $\alpha = \overline{1, A}$  для спостереження декількох районів з декількох типів КА в декількох режимах роботи БЦА на декількох інтервалах часу і т. п. Отже, у загальному випадку таку заявку можна формально записати як окремі замовлення у вигляді *складеної* множини:

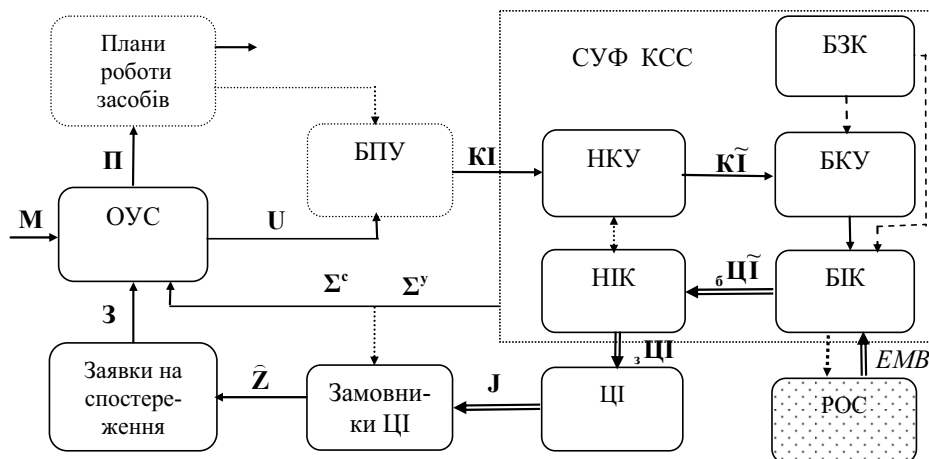


Рис. 2. Модель процесу отримання ЦІ в КСС:

**М** – методи; **З** – замовлення; **П** – плани; **U** – команди управління; **КІ** – командна інформація; **J** – ЦІ;  $\Sigma^c$  – множина станів КСС;  $\Sigma^y$  – множина умов функціонування КСС; НКУ – наземний комплекс управління; БЗК – бортовий забезпечувальний комплекс; БКУ – бортовий комплекс управління; НІК – наземний інформаційний комплекс; БІК – бортовий інформаційний комплекс; РОС – райони і об’єкти спостереження

$$\bar{Z}_0 = \{ \{Z_{10}\}, \{Z_{20}\}, \{d_3\}, \{P_m\}, \{Y_m^p\}, \{K_c\}, \{B_z\}, \{U_i\}, \{\alpha_s\}, \{X_\beta\}, \{C_u^n\} \}, \quad (1)$$

де аргументами виступають підмножини: замовників  $\{Z_{10}\}$  та їх пріоритетів  $\{Y_m^p\}$ ; заданих дат спостережень  $\{d_3\}$ ; замовлених районів  $\{P_m\}$  та їх пріоритетів  $\{Y_c^p\}$ ; типів або номерів КА  $\{K_c\}$ ; типів БЦА  $\{B_z\}$ ; режимів спостереження  $\{U_i\}$ ; припустимих значень кута місця Сонця  $\alpha_s$ ; рівнів хмарності над районом  $\{X_\beta\}$ ; пререференційних пунктів прийому інформації (ППП)  $\{C_u^n\}$ .

На основі отриманих заявок ОУС формує множину оперативних планів  $\Pi = \Pi_u \{Z_{10}\} \neq \emptyset$  застосування засобів КСС на множині витків орбіти  $\mathbf{V} = \{B_n\}, n = \overline{1, N}$  та відповідну множину бортових БПУ  $\mathbf{U} = \{U_\delta\}, \delta = \overline{1, \Delta}$ . При цьому враховуються інформаційні можливості КСС  $\mathbf{J}^m = \{J_{\chi c}^m\}, \chi c = \overline{1, \mathcal{K}}$ , стан  $\Sigma^c = \{\Sigma_\chi^c\}, \chi = \overline{1, X^c}$  та умови її функціонування  $\Sigma^y = \{\Sigma_\chi^y\}, \chi = \overline{1, X^y}$ .

Для формалізації процесів у каналі отримання ЦІ запропоновано процесний підхід з використанням базових символів з розгалуженою системою індексів. Прикладом такого підходу може бути алгоритм отримання ЦІ при використанні БЦА оптико-електронного типу:

$$EMB_{3c}^* \rightarrow {}_{3c}EMB_{3c}^* \rightarrow {}_oEMB_{3c}^* \rightarrow {}_oCI_{3c}^+ \rightarrow {}_uCI_{3c}^+ \rightarrow {}_cCI_{3c}^+ \rightarrow {}_cCI_{3c}^+ \rightarrow {}_cCI_{3c}^+ \rightarrow {}_cCI_{3c}^+, \quad (2)$$

де  ${}_{3c}EMB_{3c}^*$ ,  ${}_{3c}EMB_{3c}^*$  – суміші корисного, марного і заважаючого ЕМВ оптичного і радіодіапазонів на Землі та в середовищі Ср1;  ${}_{3c}EMB_{3c}^*$  – корисне ЕМВ оптичного і/або радіодіапазону на борту КА;  ${}_oCI_{3c}^+$ ,  ${}_uCI_{3c}^+$ ,  ${}_cCI_{3c}^+$  – корисна ЦІ у вигляді аналогових, цифрових сигналів та інформаційних кадрів, сформована на борту КА із корисного ЕМВ;  ${}_cCI_{3c}^+$  – корисна ЦІ у вигляді цифрових радіосигналів, переданих інформаційними кадрами з борту КА в середовище Ср2.

Для формалізованого опису умов отримання ЦІ запропоновано систему логічних функцій (ЛФ). Наприклад, нехай необхідно формально описати процес

отримання ЦІ при спостереженні засобами ОЕСп за  $m$ -м районом на  $n$ -му витку орбіти. Введемо ЛФ стану засобів і умов їх функціонування, а саме: орбітальних засобів КСС  $\Phi_m^n(O)$ , оптичної видимості районів з КА  $\Phi_m^n(F^o)$ , радіовидимості наземних засобів з КА  $\Phi_m^n(F^f)$ , астрономічних і балістичних умов  $\Phi_m^n(A)$  і стану наземних засобів  $\Phi_m^n(H)$ . Тоді об’єктивні відносно ОУС умови отримання ЦІ можна задати двозначною ЛФ:

$$\Phi_m^n(\Sigma) = \begin{cases} 1, & \text{if } \Phi(O) \wedge \Phi(F^o) \wedge \Phi(A) \wedge \Phi(F^f) \wedge \Phi(H) = 1; \\ 0, & \text{if } \Phi(O) \wedge \Phi(F^o) \wedge \Phi(A) \wedge \Phi(F^f) \wedge \Phi(H) = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Якщо  $\Phi_m^n(\Sigma) = 1$ , то стан і умови функціонування (СУФ) сприятливі і КСС може виконати цільове завдання в повному обсязі та з необхідною якістю. У протилежному випадку, коли  $\Phi_m^n(\Sigma) = 0$ , вважається, що через об’єктивні причини КСС не може виконати завдання на заданому рівні вимог до ЦІ.

Аналогічним способом описуються й інші складові у виразі (3). Використання ЛФ для опису процесів і явищ забезпечує перехід від шкали абсолютних значень величин до шкали їх нормованих безрозмірних значень. Ця властивість ЛФ виявляється зручною у завданнях порівняльного аналізу, оптимізації, прийняття технічних, управлінських та організаційних рішень.

В авторських статтях [18–20] отримав подальший розвиток метод прогнозування контрольованості заданих НО космічними засобами, який відрізняється від відомих комплексним урахуванням параметрів орбітального руху КА, несферичності Землі, технічних характеристик БЦА при розрахунках параметрів землегляду та оригінальною функцією видимості заданих НО.

При цьому врахована особливість обслуговування НО космічними засобами, коли об’єктивно існують інтервали чекання заданих моментів часу, обумовлені специфікою орбітального руху КА відносно обертової Землі. У такому разі смуга огляду БЦА некеровано

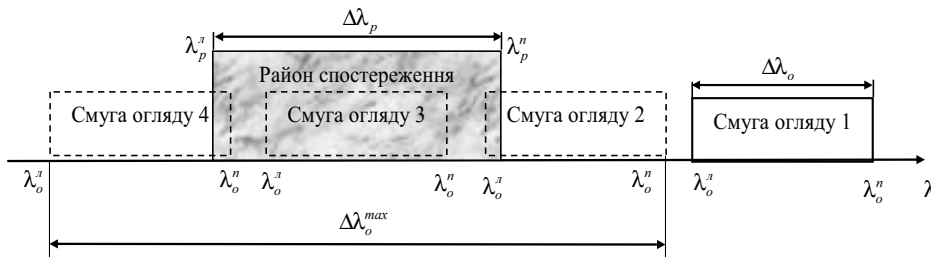


Рис. 3. Накриття району смугою огляду КА

послідовно переміщається на земній поверхні, досягаючи вибірково тих або інших НО.

З огляду на це виникає *актуальне завдання* щодо прогнозування контрольованості заданих НО з метою раціонального планування їх оперативного обслуговування.

У роботі [20] запропоновано задавати *умови контрольованості* будь-якого району спостереження *функцією видимості* цього району з КА на *n*-му витку орбіти (рис. 3)

$$\Phi_p(n) = \begin{cases} 1, & \text{if } (\lambda_o^a \leq \lambda_p^a) \wedge (\lambda_o^n \geq \lambda_p^n) = 1; \\ 0, & \text{if } (\lambda_o^a \leq \lambda_p^a) \wedge (\lambda_o^n \geq \lambda_p^n) = 0, \end{cases} \quad (4)$$

де  $\lambda_o^a$  та  $\lambda_o^n$  – географічна довгота лівої і правої меж відносно візирної осі смуги огляду;  $\lambda_p^a$  і  $\lambda_p^n$  – географічна довгота лівої і правої меж відносно візирної осі району.

При цьому район контролюється в разі  $\Phi_p(n) = 1$  та не контролюється, якщо  $\Phi_p(n) = 0$ . Коли необхідно визначити не тільки факт, але й ступінь контрольованості заданого району, то можна скористатись одновимірним коефіцієнтом “накриття” цього району смугою огляду КА.

Наприклад, для ситуації, зображеної на рис. 3, цей коефіцієнт можна знайти як відношення географічної ширини контрольованої частини району до його повної географічної ширини, що доцільно подати логіко-аналітичною функцією (ЛДФ)

$$K_n = \begin{cases} (\lambda_p^a - \lambda_o^a) / \Delta\lambda_p, & \text{if } [(\lambda_o^a \leq \lambda_p^a) \wedge (\lambda_o^n \geq \lambda_p^n)] = 1; \\ \Delta\lambda_o / \Delta\lambda_p, & \text{if } [(\lambda_o^a \geq \lambda_p^a) \wedge (\lambda_o^n \leq \lambda_p^n)] = 1; \\ (\lambda_p^n - \lambda_o^n) / \Delta\lambda_p, & \text{if } [(\lambda_o^a \leq \lambda_p^a) \wedge (\lambda_o^n \geq \lambda_p^n)] = 1; \\ 0, & \text{if } [(\lambda_o^a > \lambda_p^a) \vee (\lambda_o^n < \lambda_p^n)] = 1. \end{cases} \quad (5)$$

Геометричну інтерпретацію коефіцієнта (5) для різних співвідношень між розмірами контрольованих районів та смуг огляду зображено на рис. 4.

Запропонований коефіцієнт (5) має одновимірний (на відміну від двовимірного або площинного) характер. Він може стати зручним при вирішенні задач вибору релевантних КА за критерієм максимального накриття заданого району та планування оперативного застосування таких КА.

Для управління процесом *детальних космічних спостережень* автором розроблено *аналітичну модель* обслуговування НО [21–25], яка враховує параметри орбіт КА, технічні характеристики БЦА та форму її зони огляду (конічна, пірамідальна), відвороти візирної осі БЦА від надира за креном та/або тангажем, а також різні моделі форми Землі (плоска, сферична, еліпсоїдальна).

Наприклад, розглянемо одну із найскладніших ситуацій  $\Xi_{122}$  (конус, відворот за креном, сферична поверхня Землі). Нехай зона огляду КА становить собою *прямий коловий конус* з кутом при вершині  $2\chi$ , візирна вісь БЦА збігається з висотою цього конуса. За рахунок кутового маневру КА за *креном* його зона огляду і візирна вісь БЦА *відхилені* від надира на кут  $\eta$ . КА знаходиться на висоті  $H$ . У цьому випадку проекція конічної зони огляду на поверхні *сферичної* Землі трансформується в деяку поверхню другого порядку яйцеподібної форми “*сферичний деформований еліпс*” (СДЕ), осями якого є *дуги* земної кулі.

У статті [25] отримано формулу для розрахунків великої осі СДЕ, яка одночасно є *шириною смуги огляду* КА, у вигляді

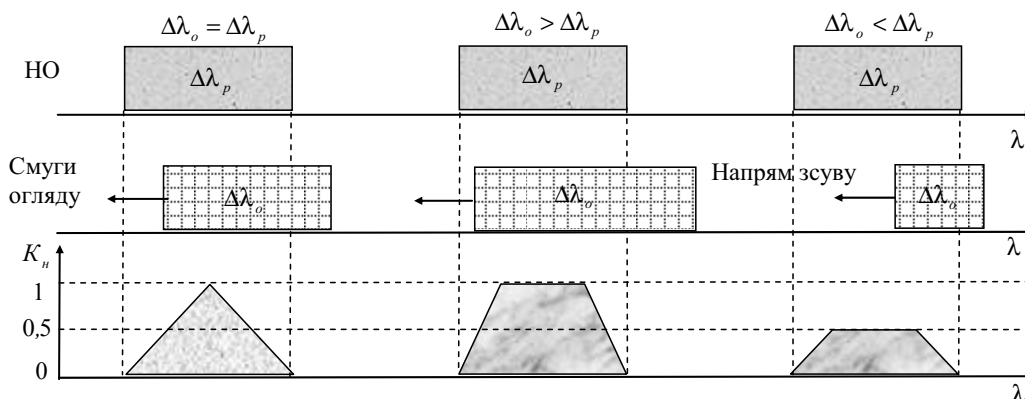


Рис. 4. Одновимірний коефіцієнт накриття

$$L_a = R_3 \left\{ \pi - 2\chi - \arccos \left[ \frac{R_3 + H}{R_3} \sin(\chi - \eta) \right] - \arccos \left[ \frac{R_3 + H}{R_3} \sin(\chi + \eta) \right] \right\}, \quad (6)$$

де  $R_3 = 6371$  км – середній радіус Землі.

За малу вісь СДЕ пропонується взяти дугу

$$L_b \approx 2R_3 \left[ 0,5\pi - \chi - \arccos \left( \frac{R_3 + H_\eta}{R_3} \sin \chi \right) \right], \quad (7)$$

де  $H_\eta = KA_2 = H/\cos \eta$  – спотворена за рахунок крену “висота” КА.

Використовуючи отримані результати, можна орієнтовно обчислювати площу проекції зони огляду КА з урахуванням вирізів (6) і (7) як

$$S_{122} \approx 0,5\pi L_a L_b. \quad (8)$$

Площу знятої сцени з колових або майже колових орбіт за час спостереження  $\Delta t_{cn}$  можна розрахувати як

$$S_{cn} \approx S_{122} + \frac{L_a R_3 \sqrt{\mu_0 / (R_3 + H)}}{R_3 + H} \Delta t_{cn}, \quad (9)$$

де  $\mu_0 = 3,986 \cdot 10^5$  км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup> – гравітаційний параметр Землі.

При відворотах поля зору КА від надирі за креном на кут  $\eta$  одержимо смугу захоплення з лінійними розмірами (шириною) на поверхні Землі:

$$L_{xxx} \approx L_a + 2L_\eta, \quad (10)$$

де  $L_\eta \approx H \operatorname{tg} \eta$  – лінійна відстань між трасами КА і візирною віссю БЦА.

Авторські роботи [5–7] присвячені синтезу логіко-аналітичної моделі кутового руху КА, яка дозволяє проводити якісний аналіз та кількісно оцінювати вплив параметрів кутового руху на об’єми та якість ЦІ. Крім того, така модель забезпечує формування раціональних маршрутів обслуговування заданих НО. В основу моделі покладено формалізований опис процесів отримання цільової інформації в КСС та управління кутовим рухом у режимах програмних розворотів КА та його прецизійної орієнтації і стабілізації.

При цьому зазначені етапи кутового руху КА описані логічною функцією, яка містить: кути  $v^{np}$  програмних розворотів КА і похибки їх відпрацювання  $\Delta v^{np}$ ; час  $t^{np}$  програмного перенацілювання КА; похибки прецизійної орієнтації  $\Delta v$  і стабілізації  $\Delta \dot{v} = \dot{v}$  КА; час заспокоювання КА  $t^y$  після перенацілювання.

Наприклад, логічна функція якості кутового руху КА по одному з каналів системи орієнтації і стабілізації (СОС) з використанням багатозначної логіки має вигляд

$$\Phi(\Psi) = \begin{cases} 1, & \text{if } \Phi(v^{np}) \wedge \Phi(\Delta v^{np}) \wedge \Phi(t^{np}) \wedge \Phi(\Delta v) \wedge \Phi(\dot{v}) \wedge \Phi(t^y) = 1; \\ \Phi(\zeta)_{min}, & \text{if } 0 < \bigcap \Phi(\zeta) < 1, \quad \zeta = \{v^{np}, \Delta v^{np}, t^{np}, \Delta v, \dot{v}, t^y\}; \\ 0, & \text{if } \Phi(v^{np}) \wedge \Phi(\Delta v^{np}) \wedge \Phi(t^{np}) \wedge \Phi(\Delta v) \wedge \Phi(\dot{v}) \wedge \Phi(t^y) = 0. \end{cases} \quad (11)$$

Вираз (11) має досить зрозумілий фізичний зміст, оскільки поєднує всі вимоги до самої СОС і законів управління кутовим рухом КА при веденні детального спостереження. За необхідності кожному зі співмножників виразу (11) можна присвоїти ваговий коефіцієнт. Аргументи формули (11) являють собою ЛАФ, що мають таке значення:

ЛАФ потенційних можливостей кутових маневрів  $\Phi(v^{np})$  свідчить про технічні можливості СОС забезпечувати переорієнтацію поля зору КА в межах заданих кутів  $v^{np}$ . Вона може бути задана аналітичним виразом вигляду (рис. 5, а)

$$\Phi(v^{np}) = \begin{cases} 1, & \text{if } |v^{np}_{max}| = v^{np}_3; \\ |v^{np}_{max}| / v^{np}_3 \text{ if } 0 < |v^{np}_{max}| < v^{np}_3; v^{np}_3 \geq 0; \\ 0, & \text{if } v^{np}_{max} = 0; \end{cases} \quad (12)$$

ЛАФ точності програмних розворотів  $\Phi(\Delta v^{np})$  характеризує діапазон кутів і абсолютні похибки їх відпрацювання СОС. Якщо прийняти лінійну модель зниження якості ЦІ від величини цих похибок, то дана функція має вигляд, показаний на рис. 5, б, і описується аналітичним виразом

$$\Phi(\Delta v^{np}) = \begin{cases} 1, & \text{if } |\Delta v^{np}| = |v^{np} - v^3| = 0; \\ 1 - |v^{np} - v^3| / \Delta v^{np}_0 \text{ if } 0 < |\Delta v^{np}| \leq \Delta v^{np}_0; \Delta v^{np}_0 \geq 0; \\ 0, & \text{if } |\Delta v^{np}| = |v^{np} - v^3| > \Delta v^{np}_0; \end{cases} \quad (4)$$

ЛАФ часу програмних розворотів КА  $\Phi(t^{np})$  характеризує швидкодію СОС. Її можна задати аналітичним виразом вигляду (рис. 5, в):

$$\Phi(t^{np}) = \begin{cases} 1, & \text{if } t^{np} = 0; \\ 1 - t^{np} / t^{np}_0 \text{ if } 0 < t^{np} \leq t^{np}_0; t^{np}_0 \geq 0; t^{np}_0 \geq 0. \\ 0, & \text{if } t^{np} > t^{np}_0. \end{cases} \quad (5)$$

З огляду на задачі керування рухом КА в цілому і кутовим зокрема об’єктивно існує ряд майже незалежних процесів, а задача ОУС здебільшого полягає в «пристосуванні» їх для визначених цілей. У цих умовах виникає потреба в організації такого маршруту (траси) візирної осі БЦА, щоб найкращим чином задовольнити максимум заявок споживачів ЦІ. Для вирішення такої задачі в роботі [8] синтезовано геометричні моделі наведення

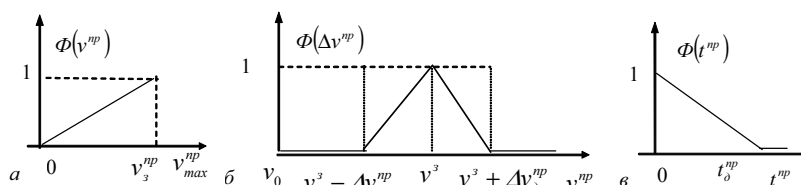


Рис. 5. Функції, що описують процеси переорієнтації КА

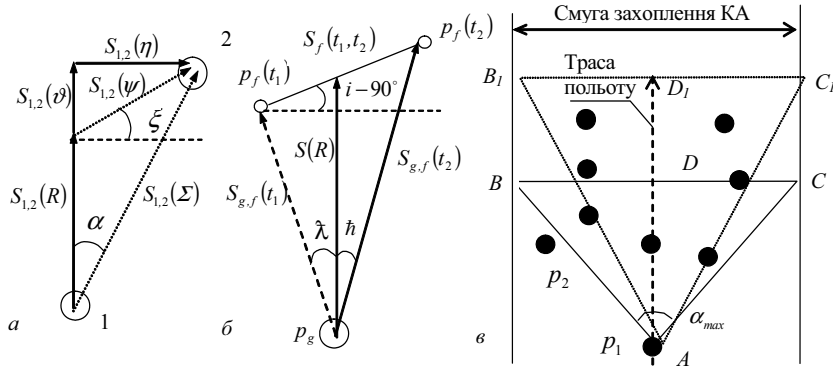


Рис. 6. До питання формування раціональних маршрутів

поля зору КА на задані НО з урахуванням обертання Землі (рис. 6).

На рис. 6, а показано випадок, коли необхідно перенацілитись з об'єкта 1 на об'єкт 2. При цьому результуючий вектор переміщення візирної осі виражений через вектори орбітального  $\bar{S}_{1,2}(R)$  і кутового  $\bar{S}_{1,2}(\eta)$  переміщення як сума векторів:

$$\bar{S}_{1,2}(\Sigma) = \bar{S}_{1,2}(R) + \bar{S}_{1,2}(\eta). \quad (6)$$

Особливістю вектора орбітального переміщення  $\bar{S}_{1,2}(R)$  є те, що в даному випадку він *некерований*. Його модуль для колової орбіти з висотою  $H_0$  визначається лінійною швидкістю КА  $V_0$  та інтервалом часу орбітального польоту  $\tau_{1,2}^R$ .

Складова вектора (6)  $\bar{S}_{1,2}(\eta)$  керована, вона визначається часом кутового маневру  $\tau_{1,2}^\eta$ , кутовою швидкістю КА  $\dot{\eta}$  та висотою орбіти  $H_0$ , причому керованими можуть бути перші два параметри.

Модуль результуючого вектора (6), а також кут його орієнтації відносно траси польоту КА (*трасовий кут*)  $\alpha$ , що спільно визначають стратегію перенацілювання візирної осі БЦА з об'єкта 1 на об'єкт 2, запишуться так:

$$S_{1,2}(\Sigma) = \sqrt{S_{1,2}^2(R) + S_{1,2}^2(\eta)}; \quad (7)$$

$$\alpha_{1,2} = \arctg [S_{1,2}(\eta) / S_{1,2}(R)]. \quad (8)$$

Із залежностей (7) і (8) випливає, що для колових орбіт успішність процедури перенацілювання поля зору КА з одного НО на інший залежить від взаємного розташування цих об'єктів і їх розташування відносно траси, а також від технічних можливостей СОС. Кутовий рух НО в полі зору БЦА та орбітальний рух КА створюють складну картину взаємних переміщень, тому виникає принципова необхідність *керування кутовим рухом* КА.

На підставі отриманих результатів синтезовано *комплексну модель*, яка враховує орбітальний рух КА, нахилення орбіти, переміщення об'єктів за рахунок обертання Землі і поля зору БЦА за рахунок керування кутовим рухом КА. Результуючу картину прояву цих процесів показано на рис. 6, б.

Модуль переміщення поля зору БЦА з об'єкта  $p_g$  на об'єкт  $p_f$ , що розташований на широті  $\phi$ , за рахунок

обертання Землі за час орбітального польоту КА  $\tau_{1,2}^R = t_2 - t_1$  до об'єкта  $p_f$  визначається як (див. рис. 6, б)

$$S_f(t_1, t_2) = V_s (t_2 - t_1) \cos \phi \sin i. \quad (9)$$

Тоді у законі керування кутовим рухом КА необхідно враховувати результуючий вектор

$$\bar{S}_{g,f}(t_2) = \bar{S}_{g,f}(t_1) + \bar{S}_f(t_1, t_2). \quad (10)$$

На основі отриманих результатів сформовано концепцію раціонального обслуговування НО, розташованих у *смугі захоплення КА* (рис. 6, в), згідно з якою доцільно віддавати перевагу тим об'єктам, що мають більш високий пріоритет і розташовані ближче до траси польоту КА.

Для *розбиття множини* заданих НО на об'єктивно придатні (ОПО) і об'єктивно непридатні (ОНО) доцільно скористатися *миттєвою зоною обслуговування* (МЗО), що являє собою частину зони захоплення у формі трикутника  $ABC$  (рис. 6, в), який переростає далі в прямокутник з нескінченно віддаленою стороною  $B'C'$ . Така зона рухається на плоскій поверхні Землі трасою візирної осі БЦА зі швидкістю підсупутникової точки (ПТ). НО, що потрапили до МЗО, віднесемо до ОПО об'єктів, інші об'єкти (наприклад, НО  $p_2$  на рис. 6, в) – до категорії ОНО.

Для автоматизації розрахунків розроблено аналітичну модель МЗО, в основу якої покладено такий підхід:

1. За формулою (8) розрахується кут  $\alpha_{max}$  за умови  $\eta = \eta_{max}$ . При цьому кут  $\alpha_{max}$  визначається співвідношенням лінійних швидкостей за креном  $\dot{\eta}$  і по орбіті  $V_0$ , тобто динамікою руху візирної осі БЦА:

$$\alpha_{max} = \arctg [H_0 \dot{\eta} / V_0]. \quad (11)$$

2. Через задані кутові положення окремих НО  $p_g$  і  $p_f$  необхідно розрахувати відповідні *трасові кути*  $\alpha_{g,f}$  за формулою

$$\alpha_{g,f} = \arctg [S_{g,f}(\eta) / S_{g,f}(R)] = \arctg [\alpha_{max} \tau_{g,f}^\eta / \tau_{g,f}^R]. \quad (12)$$

3. Порівнюючи трасові кути окремих НО (12) з максимальним кутом (11), можна відносити відповідні об'єкти до ОПО або ОНО за правилом

$$\mathfrak{R}_f = \begin{cases} p^+, \text{ if } |\alpha_{g,f}| < \alpha_{max}; \\ p^0, \text{ if } |\alpha_{g,f}| = \alpha_{max}; \\ p^-, \text{ if } |\alpha_{g,f}| > \alpha_{max}, \end{cases} \quad (13)$$

де  $p^0$  – підмножина об'єктів, розташованих на межі розділу (на лініях  $AB$  і  $AC$  на рис. 6, в).

З метою формування множини *припустимих маршрутів* обслуговування ОПО об'єктів, з огляду на введені обмеження і «проріджування» множини заданих об'єктів за правилом (13), можна скористатися методом прямого перебору.

Для вибору з отриманої множини раціональних маршрутів введено кілька значущих критеріїв вибору та на їх основі проведено багатокритеріальну оптимізацію ухвалення рішення, для чого використовується нелінійна схема компромісів вигляду

$$Y(\lambda, K) = \sum_{i=1}^l \lambda_i [1 - K_i(\mathfrak{R}_\mu)]^{l_i}; \quad \lambda_i \geq 0; \quad \sum_{i=1}^l \lambda_i = 1, \quad (14)$$

де  $\lambda_i = \text{const}$  – компоненти вектора важливості  $l$  критеріїв оптимізації;  $K_i(\mathfrak{R}_\mu)$  – нормовані критерії оптимізації маршрутів.

Виходячи із запропонованої концепції раціонального обслуговування об'єктів, як критерії оптимізації маршрутів обрано:

а) сумарний пріоритет НО на  $\mu$ -му маршруті  $\Sigma \gamma_f(\mu) = \sum \gamma_f(\mu)$ . Кращими будуть ті маршрути, на яких забезпечується  $\Sigma \gamma_f(\mu) \rightarrow \max$  або відповідний нормований критерій  $K_\gamma(\mu) \rightarrow 1$ .

б) суму трасових кутів на даному маршруті  $\Sigma \alpha(\mu) = \sum_{f=g}^m |\alpha_{g,f}(\mu)|$ .

Цей критерій характеризує ступінь відхилення траєкторії візирної осі БЦА на даному маршруті від траси польоту КА. Менші значення такого показника свідчать про менші енерговитрати на перенацілювання КА і про кращу якість ЦП. Тому бажано вибирати ті маршрути, де  $\Sigma |\alpha(\mu)| \rightarrow \min$  або відповідний критерій  $K_\alpha \rightarrow 0$ .

Формула згортки для практичного використання з цими критеріями має вигляд

$$(\mu) = \frac{\lambda_\gamma}{K_\gamma(\mu)} + \frac{\lambda_\alpha}{K_\alpha(\mu)} + \frac{\lambda_\alpha}{1 - K_\alpha(\mu)} + \frac{\lambda_l}{1 - K_l(\mu)}, \quad \sum_{i=1}^4 \lambda_i = 1, \quad i = \gamma, \alpha, q, l. \quad (15)$$

Для зручності порівняння і вибору кращих рішень доцільно використовувати нормовані значення згортки вигляду

$$\hat{Y}(\mu) = \hat{Y}(\mu) / Y_{max}, \quad 0 \leq \hat{Y}(\mu) \leq 1, \quad Y_{max} = \max Y(\mu). \quad (16)$$

Критерієм вибору раціонального маршруту обслуговування заданих НО служить мінімум нормованої згортки (16), а алгоритм вибору таких маршрутів можна формально подати як

$$\hat{\mathfrak{R}}_\mu^p(f) = \underset{\mu=1, M}{\text{opt}} \hat{Y}_f(\mu) = \underset{\mu=1, M}{\text{arg min}} \hat{Y}_f(\mu). \quad (17)$$

**Висновки:**

1. В умовах широкого використання космічної інформації щодо явищ, подій і процесів на Землі та стану наземних об'єктів існує проблема ефективного управління процесом космічних спостережень для оперативного отримання цієї інформації заданих обсягу, складу та якості.

2. Наведені в статті результати авторських досліджень певною мірою сприяють вирішенню зазначеної проблеми, зокрема, при організації детальних спостережень в умовах обмежених бортових ресурсів. Ці результати здебільшого орієнтовані на застосування в задачах моделювання процесів у КСС як передумови планування спостережень та управління ними.

**СПИСОК ПОСИЛАНЬ**

1. Загальнодержавна цільова науково-технічна космічна програма України на 2013–2017 роки : затверджена Законом України від 5 вересня 2013 року № 439-VII. URL: <http://zakon1.rada.gov.ua>.
2. Концепція реалізації державної політики у сфері космічної діяльності на період до 2032 року : схвалено розпорядженням Кабінету Міністрів України від 30 березня 2011 р. № 238-р. URL: <http://zakon1.rada.gov.ua>.
3. Фриз П. В. Методика розрахунків функцій видимості космічних апаратів з наземних пунктів // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІРЕ, 2003. Вип. 6. С. 53–60.
4. Фриз П. В., Фриз С. П. Можливий підхід до вибору показників ефективності планування роботи засобів космічних систем // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІРЕ, 2004. Вип. 7. С. 24–34.
5. Фриз П. В., Андреев О. В., Фриз В. П. Технологія раціонального моделювання кутового руху космічних апаратів у задачах спостереження Землі // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІРЕ, 2006. Вип. 10. С. 70–79.
6. Фриз П. В., Гуменюк М. О., Фриз В. П. Особливості моделювання кутового руху космічних апаратів видової розвідки // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІРЕ, 2007. Вип. 12. С. 95–103.
7. Фриз П. В. Моделювання процесів перенацілювання поля зору космічних апаратів у завданнях оптико-електронного спостереження Землі // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІ НАУ, 2013. Вип. 8. С. 26–37.
8. Фриз П. В. Можливий підхід до формування раціональних маршрутів обслуговування наземних



- об'єктів у задачах космічних спостережень // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІ НАУ, 2015. Вип. 11. С. 96–105.
9. Фриз П. В., Кондратов О. М. Алгоритм автоматизованого вибору релевантних космічних апаратів для оптико-електронного спостереження заданих районів Землі // Вісник ЖДТУ : технічні науки. Житомир, 2012. Вип. 2 (61). С. 138–146.
  10. Соловьев В. А., Лысенко Л. Н., Любинский В. Е. Управление космическими полетами : учеб. пособие в 2-х частях / под общей ред. Л. Н. Лысенко. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009. Ч. I. 476 с. ; Ч. II. 426 с.
  11. Ковтун В. С., Строченкин А. В., Фролов В. Н. Выбор оптимальных вариантов маршрутов съёмки для космических систем дистанционного зондирования Земли // Космическая техника и технологии. М. : РКК “Энергия”, 2014. № 3 (6). С. 57–63.
  12. Lehenkyi V. Point symmetries of controlled systems and their applications // J. Nonlin. Math. Phys. 1997. N 1–2. P. 168–172.
  13. Ефимов В. В., Самсонова М. В. Управление процессами : учеб. пособие. Ульяновск : УлГТУ, 2008. 222 с.
  14. Solozhentsev E. D. Risk management technologies with logic and probabilistic models // Springer. 2012. 328 p.
  15. Фриз П. В., Мироненко В. М., Фриз С. П. Возможный подход до формалізації процесів у космічних системах спостереження // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІРЕ, 2006. Вип. 10. С. 53–62.
  16. Фриз П. В. Возможный подход до формалізованого опису специфічних орбіт космічних апаратів у задачах спостереження Землі // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІ НАУ, 2011. Вип. 5. С. 147–157.
  17. Фриз П. В. Теоретико-множинний підхід до опису просторово-часового положення космічних апаратів в задачах спостереження Землі // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України : наук.-техн. журнал. Х. : ХУПС, 2013. № 1 (10). С. 205–208.
  18. Фриз П. В., Петрожалко В. В., Фриз С. П. Високоточний алгоритм розрахунку очікуваного коефіцієнта накриття заданого району розвідки смугою огляду космічних апаратів // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІРЕ, 2005. Вип. 9. С. 229–238.
  19. Фриз П. В. Методика оцінювання освітленості контрольованих районів Землі в задачах космічних спостережень // Вісник ЖДТУ: технічні науки. Житомир. 2013. Вип. 1 (64). С. 118–127.
  20. Фриз П. В. Математичний апарат для оцінювання спостережуваності заданих районів Землі в задачах дистанційного зондування із космосу // Озброєння та військова техніка : наук.-техн. журнал. К. : ЦНДІ ОВТ ЗСУ, 2015. Вип. 1. С. 64–69.
  21. Фриз П. В. Систематизований математичний апарат для розрахунків розмірів контрольованих ділянок земної поверхні при космічних спостереженнях конічною зоною огляду в надир // Вісник ЖДТУ : технічні науки. Житомир. 2012. Вип. 4 (63). С. 118–127.
  22. Фриз П. В. Удосконалений математичний апарат для розрахунків розмірів контрольованих ділянок земної поверхні при космічних спостереженнях пірамідальною зоною огляду // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІ НАУ, 2012. Вип. 6. С. 113–127.
  23. Фриз П. В. Методика розрахунків параметрів землеогляду в задачах космічних спостережень конічною зоною огляду поза надиром // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІ НАУ, 2014. Вип. 9. С. 193–205.
  24. Фриз П. В. Методика розрахунків ширини та географічного положення смуги огляду у завданнях детальних космічних спостережень у надир // Вісник ЖДТУ : технічні науки. Житомир. 2014. Вип. 3 (70). С. 82–88.
  25. Фриз П. В. Уточнений математичний апарат для розрахунків параметрів землеогляду сферичної поверхні в задачах космічних спостережень конічною зоною огляду поза надиром // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. Житомир : ЖВІ НАУ, 2015. Вип. 10. С. 74–86.
- Рецензент А. С. Довгополий**, д-р техн. наук, проф.  
(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)

УДК 623.486

**М. О. ШИШАНОВ,***доктор технічних наук, професор,***М. М. ШЕВЦОВ,** *старший науковий співробітник,***О. Л. ЧЕЧЕНКОВА,** *старший науковий співробітник**(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)*

## **Методологічні основи структурного синтезу систем відновлення озброєння та військової техніки угруповання військ**

*Розглянуто основні принципи і задачі, що розв'язуються при організації та управлінні складними організаційно-технічними системами, а також необхідність використання методології структурного синтезу при формалізації задач коригування основних параметрів системи відновлення.*

*Ключові слова: агрегативна модель, відновлювальний ремонт, обслуговування заявок, озброєння та військова техніка, структура системи відновлення.*

*Рассмотрены основные принципы и задачи, которые решаются при организации и управлении сложными организационно-техническими системами, а также необходимость использования методологии структурного синтеза при формализации задач корректирования основных параметров системы восстановления.*

*Ключевые слова: агрегативная модель, восстановительный ремонт, обслуживание заявок, вооружение и военная техника, структура системы восстановления.*

Однією з важливіших умов успішного розвитку держави є ефективне використання трудових, енергетичних, матеріальних ресурсів, а також науково-технічних досягнень. Підвищення ефективності в умовах ускладнення зв'язків між ними є неможливим без чіткого розмежування функцій та виявлення закономірностей їх взаємодії. Застосування традиційних методів керівництва, що ґрунтуються на інтуїції та досвіді керівника, стає недостатнім при функціонуванні організації з багатьма змінними внутрішніми і зовнішніми зв'язками. Ризик прийняти помилкове чи малоефективне рішення різко зростає. Тому на перший план виступають дії керівництва, що ґрунтуються на науковому підході при прийнятті раціональних рішень в умовах невизначеності [1].

Науковість керівництва на сучасному етапі залежить від ступеня врахування багатьох закономірностей, що обумовлюють якість і ефективність функціонування об'єкта або організації (системи об'єктів або організацій). До таких закономірностей можна віднести цільові фактори, що визначають доцільність існування об'єкта; внутрішні зв'язки, що визначають цілісність об'єкта; зовнішні відношення, що визначають взаємозв'язок цього об'єкта з іншими.

Врахування зазначених закономірностей призводить до необхідності аналізу функціонування об'єктів і врахування кожної з них або деяких, які розроблено достатню кількість. Застосування цих методів дає позитивний ефект при аналізі простих процесів, але при аналізі складних процесів у сучасних складних системах необхідні методи, що дозволяють враховувати роль і вплив багатьох факторів і закономірностей. Одним з таких методів, що знайшли застосування в науці, виробництві й інших галузях, є системний підхід.

Задача визначення оптимальної структури системи відновлення відноситься до класу задач синтезу складних ієрархічних систем.

Існує три найбільш поширені методи розв'язання задач цього класу: аналітичний, числовий (статистичного пошуку або динамічного програмування), комбінований (метод, що ґрунтується на поєднанні аналітичного методу і методу статистичного моделювання процесів функціонування складних систем). Аналіз показує, що для оптимізації структури системи відновлення озброєння та військової техніки (ОВТ) угруповання військ найбільш доцільний останній метод, з погляду практичного використання, – комбінований метод оптимізації системи відновлення ОВТ (СВ ОВТ), заснований на використанні аналітичного методу та методу статистичного моделювання процесів функціонування складних систем. Але застосування цього методу пов'язане з необхідністю накладання деяких обмежень на характер зміни окремих параметрів самої системи і параметрів, що характеризують зовнішні умови її функціонування.

Вирішення задачі визначення раціональної структури СВ ОВТ, розрахунку основних її параметрів комбінованим методом містить два етапи. На першому етапі, виходячи з вимог до припустимих термінів здійснення відновлювального ремонту (ВР), аналітичним шляхом

визначається раціональна структура системи ВР в цілому. На другому етапі з використанням методу статистичного моделювання здійснюється розрахунок основних параметрів цієї системи.

Для виконання сформульованого на першому етапі завдання попередньо введемо поняття про контур ВР, під яким будемо розуміти деяку сукупність комплектів (засобів) ВР, ідентичних за своїм складом і спроможностями, і поняття про неоднорідний вхідний потік, вимоги в якому відрізняються за складністю та обсягом, необхідними для їх обслуговування, завдань з ВР. Поява вимоги  $i$ -го вигляду ( $i \in 1, k$ ) у потоці має ймовірнісний характер, тобто така подія, як надходження до СВ ОБТ вимоги  $i$ -го вигляду, виникає з деякою ймовірністю

$$W_i \left( \sum_{i=1}^k W_i = 1 \right) \quad (1)$$

З врахуванням введених понять розв'язувана задача першого етапу може бути зведена до такої постановки: визначити, яка кількість контурів ВР має бути й які мають бути спроможності кожної з них (з погляду можливостей щодо задоволення вимог певного виду), при яких СВ ОБТ буде здатна забезпечувати виконання обсягів завдань з ВР у необхідні строки (з необхідною продуктивністю).

Слід зазначити, що, в принципі, число варіантів побудови СВ ОБТ, кожен з яких може відповідати поставленим до нього вимогам, може бути як завгодно великим, але нас влаштовуватиме тільки той з них, витрати на створення якого будуть найменшими з усіх варіантів.

Для вирішення цього завдання скористаємося методом варіантного синтезу, обмеживши спочатку число варіантів побудови СВ ОБТ, що проаналізовано, відкинувши варіанти, що явно не відповідають запропонованим вимогам до спроможностей цієї системи або є недоцільними з погляду вартісних витрат.

Якщо розглядати завдання синтезу структури СВ ОБТ, елементи якої розосереджені на певній площі місцевості (наприклад, відповідно з угруповання військ), то потрібно при розрахунках враховувати й той факт, що заявки у вхідному потоці обсягів завдань з ВР різняться не тільки складністю та обсягом обслуговування, але і значенням координат точок свого виникнення відносно координат місць розміщення засобів ВР цієї системи. Інакше кажучи, виникає завдання з обслуговування двовимірною потоку вимог. Наявність другого виміру

призводить, зрештою до того, що допустимий час перебування кожного обсягу робіт у системі ВР  $T_{\text{прд}}$  скорочується на деяку величину  $T_d$ , рівну часу, потрібному для прибуття засобів ремонту (ЗР) до місця виконання завдань. Це, у свою чергу, призводить до того, що допустимий час обслуговування кожної заявки ВР скорочується, що еквівалентно, у кінцевому підсумку, підвищенню вимог до спроможностей перспективної СВ ОБТ. Природно вважати, що структура СВ ОБТ була б ідеальною під час виконання умови  $T_d=0$ . Але реалізація такої системи стає досить ускладненою через те, що названа умова здійсненна тільки за наявності досить ефективних елементів (засобів ВР) СВ ОБТ на кожному об'єкті, що потребує ВР. Такі засоби мають бути здатні виконати обсяг робіт з ВР будь-якої складності (обслужити заявку будь-якого вигляду). Іншою протилежністю побудови ідеальної СВ ОБТ є створення деякого універсального одного ЗР, спроможності якого мають бути настільки великими, що тривалість виконання робіт кожного виду не перевищуватиме величини  $T_{\text{прд}}$  при будь-якому значенні  $T_d$ . Реалізація такої системи також вимагає величезних вартісних витрат, а в деяких випадках (у залежності від комбінації значень  $T_{\text{прд}}$  і  $T_d$ ) вона, по суті, нездійсненна. У зв'язку з цим потрібно визначити певний проміжний варіант побудови СВ ОБТ. Як приклад для аналізу зупинимося на трьох варіантах побудови багатоконтурних систем (рис. 1), що можуть бути реально реалізовані.

При першому варіанті сили та засоби кожного контуру СВ ОБТ дозволяють обслуговувати заявки будь-яких видів, усі контури ВР ідентичні. Загальний потік вимог рівномірно розподіляється по всіх контурах ( $\lambda_1 = \lambda_2 = \dots = \lambda_n = \lambda/n$ ).

При другому варіанті кожен контур ВР призначається для обслуговування заявок тільки певного вигляду. Заявки на обслуговування до входу  $l$ -го контуру ідентичні за своїм виглядом, а інтенсивність їх надходження визначається із співвідношення

$$\lambda_l = \lambda \alpha_l, \quad \sum_{l=1}^n \alpha_l = 1, \quad (2)$$

де  $\alpha_l$  – коефіцієнт, що характеризує частку заявок, які можуть бути обслужені в  $l$ -му контурі ВР.

При третьому варіанті сили та засоби кожного контуру дозволяють обслуговувати тільки заявки певних видів, при цьому кількість видів заявок, що можуть

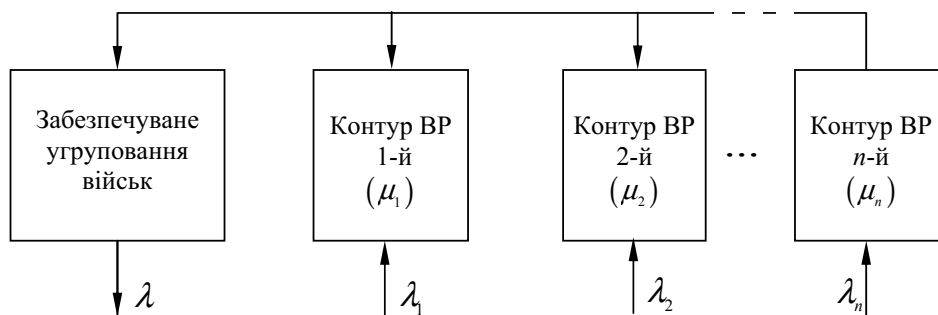


Рис. 1. Багатоконтурна СВ ОБТ

бути обслужені в кожному контурі, зростає у міру зростання номера контуру СВ ОВТ від  $l=1$  до  $l=n$ . У такому випадку інтенсивність потоку вимог до входу кожного з контурів ВР може бути розрахована із співвідношень [2]

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= \lambda\alpha_1 \left( 1 - \frac{\alpha_1 T_1}{\sum_{l=1}^n \alpha_l T_l} \right), \\ \lambda_2 &= \lambda\alpha_1 \frac{\alpha_1 T_1}{(n-1)\sum_{l=1}^n \alpha_l T_l} + \lambda\alpha_2 \left( 1 - \frac{\alpha_2 T_2}{\sum_{l=1}^n \alpha_l T_l} \right), \\ &\dots \\ \lambda_n &= \lambda\alpha_1 \frac{\alpha_1 T_1}{(n-1)\sum_{l=1}^n \alpha_l T_l} + \lambda\alpha_2 \frac{\alpha_2 T_2}{(n-2)\sum_{l=1}^n \alpha_l T_l} + \dots + \lambda\alpha_n, \end{aligned} \quad (3)$$

де  $T_l$ ,  $l \in \overline{1, n}$  – середній час обслуговування заявок у  $l$ -му контурі ВР.

Вимоги до спроможностей кожного контуру СВ ОВТ (інтенсивність обслуговування заявок) можуть бути визначені із співвідношень вигляду [2]:

для першого варіанта побудови СВ ОВТ

$$\mu_1 = \mu_2 = \dots = \mu_n = \frac{1}{n\tau}; \quad (4)$$

для другого варіанта побудови СВ ОВТ

$$\mu_l = \frac{\alpha_l}{\tau}; \quad (5)$$

для третього варіанта побудови СВ ОВТ

$$\mu_l = \frac{1}{T_l}, \quad \sum_{l=1}^n \mu_l = \frac{1}{\tau}, \quad (6)$$

де  $\tau$  – допустима тривалість обслуговування кожної заявки в системі ВР.

Отже, зі збільшенням  $n$  зростає  $T_d$ , а це, у кінцевому підсумку, призводить до зменшення потрібного значення величини  $\mu_l(n)$ ,  $l \in \overline{1, n}$ . Але зростання кількості контурів ВР  $n$  тягне за собою збільшення витрат  $C_\mu(n)$  на реалізацію кожної одиниці продуктивності  $\mu_l(n)$  за рахунок додаткових витрат, пов'язаних з територіальним розосередженням (деконцентрацією) районів виконання робіт з ВР (якісно така залежність зображена на рис. 2).

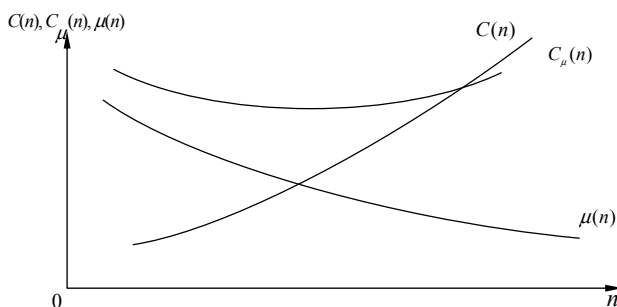


Рис. 2. Залежність вартості реалізації СВ ОВТ від числа контурів ВР

Для визначення оптимальної кількості  $n_0$  контурів ВР у СВ ОВТ при  $j$ -му варіанті її побудови ( $j \in \overline{1, 3}$ ) потрібно розв'язати рівняння вигляду [3]

$$\frac{dC_j(n)}{dn} = \frac{d \left[ \sum_{l=1}^n C_{\mu}(n) \mu_l(n) \right]}{dn} = 0. \quad (7)$$

Далі, перевіривши виконання нерівності

$$\left. \frac{d^2 C_j(n)}{dn^2} \right|_{n=n_0} > 0, \quad (8)$$

за умови  $C(n_0) = \min\{C_j(n_0)\}$ , здійснюється вибір оптимального варіанта побудови СВ ОВТ у цілому.

Розглянемо порядок виконання завдання другого етапу, тобто завдання щодо розрахунку основних параметрів СВ ОВТ, до яких відносяться параметри, що характеризують структуру та склад сил і засобів ВР кожного контуру СВ ОВТ.

Вирішення цієї задачі аналітичним шляхом є, як правило, складним, а в деяких випадках, по суті, неможливим через наявність великого числа взаємних зв'язків як між різнорідними контурами ВР, так і між різнорідними ЗР.

У зв'язку з цим для вирішення задач такого вигляду більш доцільно використовувати метод статистичного моделювання детального або агрегативного. Розглянемо загальний підхід до вирішення завдання другого етапу методом статистичного агрегативного моделювання. Для викладення цього методу конкретизуємо умови вирішуваної задачі. Будемо вважати, що за результатами виконання завдання першого етапу отримана раціональна структура СВ ОВТ в цілому являє собою триконтурну систему, кожен контур якої може обслуговувати заявки тільки певного вигляду, при цьому контур ВР з більш високим порядковим номером може обслуговувати всі види заявок, що можуть обслуговуватися будь-яким з контурів з меншим порядковим номером. Вхідний потік у цій системі має заявки трьох видів, що відрізняються між собою складністю необхідних для їх обслуговування робіт (до заявок першого вигляду відносяться заявки, для обслуговування яких потрібно виконувати роботи з ВР малої складності; до заявок другого вигляду відносяться заявки, для обслуговування яких потрібно виконувати роботи з ВР середньої складності; до заявок третього вигляду відносяться заявки, для обслуговування яких потрібно виконувати роботи з ВР великої складності).

Варіант агрегативної моделі такої СВ ОВТ зображено на рис. 3. На рисунку агрегатами  $A_I^{(1)}, A_{II}^{(2)}, A_{III}^{(3)}$  моделюється функціонування контурів ВР, призначених для виконання робіт з ВР малої, середньої та великої складності.

До входу кожного агрегату надходить вхідний сигнал, що являє сукупність параметрів, що визначають характер заявок на виконання робіт з ВР. На виході агрегату формується вихідний сигнал, що описує параметри обслугованих заявок силами і засобами, процесі функціонування яких моделюються в даному агрегаті.

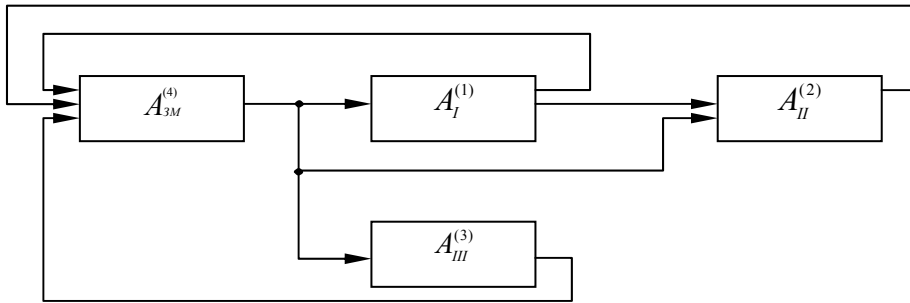


Рис. 3. Агрегативна модель СВ ОБТ

Здійснити моделювання процесу функціонування системи при вирішенні всіх завдань одночасно досить складно. Більш доцільно здійснити моделювання процесів функціонування агрегативної системи по кожному виду вирішуваних задач.

Розглянемо спочатку процес обслуговування заявок у системі при наявності можливості їх проходження по всіх або більшості агрегатах. Структура можливих зв'язків у такій моделі зображена на рис. 4.

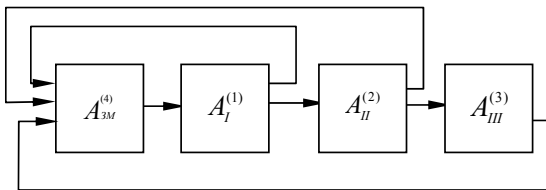


Рис. 4. Структура зв'язків у агрегативній моделі

Математична формалізація цих зв'язків може бути подана в табличній формі (табл. 1).

Таблиця 1. Формалізація зв'язків у агрегативній моделі

Номер попереднього агрегату	Ознаки зв'язку $r$ і $(r+n)$ -го агрегатів при $r+n$ , рівному			
	4	1	2	3
4	-	1	0	0
1	1	-	1	0
2	1	0	-	1
3	1	0	0	-

Формалізація зв'язків між агрегатами моделі здійснена з умови

$$\eta(r, r+1) = \begin{cases} 1, & \text{якщо зв'язок між } r\text{-м та } (r+1)\text{-м агрегатами є;} \\ 0, & \text{якщо зв'язок відсутній,} \end{cases} \quad (9)$$

де  $r$  – номер агрегату в системі ( $r \in \overline{1, n}$ ).

Ця модель дозволяє описати реальні зв'язки в СВ ОБТ, складається з  $l$  ( $l = \overline{1, 3}$ ) контурів, кожен з яких здатен виконувати  $\gamma^l$  різних видів операцій з ВР, відповідно до  $\gamma^l$  заявок на виконання обсягів завдань з ВР в інтересах забезпечення угруповання військ. Загальна кількість видів операцій з ВР, що виконується в моделюючій системі, визначається із співвідношення

$$\gamma = \sum_{l=1}^3 \gamma_l. \quad (10)$$

Для формального опису змісту зв'язків у моделі, що розглядається, потрібно визначити для кожного агрегату, що входить до системи ВР, вхідні і вихідні сигнали.

Агрегат  $A_{3M}^{(4)}$  можна розглядати як зовнішнє джерело, на виході якого у відповідний момент часу  $t_j$  формується сигнал, що описує заявку на виконання робіт з ВР. У загальному випадку вважатимемо, що кожна заявка характеризується моментом видачі  $t_j$  і  $n$  параметрів  $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n$ . Іншими словами, кожна заявка є вектором розмірністю  $(n+1)$ :

$$A_{3M}^{(4)} = (t_j, \gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n). \quad (11)$$

Як параметри вихідного сигналу агрегату  $A_{3M}^{(4)}$  можуть розглядатися такі:

$\gamma_1$  – параметр, що визначає групу операцій, доступних для виконання в 1-му контурі ВР;

$\gamma_2$  – параметр, що визначає групу операцій, доступних для виконання в 2-му контурі ВР;

$\gamma_3$  – параметр, що визначає групу операцій, доступних для виконання в 3-му контурі ВР.

При цьому вважається, що

$$\gamma_r = \begin{cases} 1, & \text{якщо заявки потребують проведення } r\text{-ї групи робіт з відновлення;} \\ 0, & \text{якщо не потребують, } r \neq k. \end{cases} \quad (12)$$

Вихідний сигнал агрегату  $A_{3M}^{(4)}(Y_{3M}^{(4)})$  є вхідним сигналом для агрегату  $A_I^{(1)}(X_I^{(1)})$ . Перетворення вхідного сигналу  $X_I^{(1)}$  відповідно до алгоритму функціонування агрегату  $A_I^{(1)}$  дозволяє отримати на виході цього агрегату сигнал  $Y_I^{(1)}$ , що, у свою чергу, розділяється на декілька складових, які є вхідними сигналами  $X_{3M}^{(4)}$  і  $X_{II}^{(2)}$  для агрегатів  $A_{3M}^{(4)}$  та  $A_{II}^{(2)}$  відповідно.

Визначення складової  $X_{II}^{(2)}$  сигналу  $Y_I^{(1)}$  можна здійснити за формулою

$$\underline{X}_{II}^{(2)} = \underline{Y}_I^{(1)\theta(1,2)}, \quad (13)$$

$$\text{де } \theta^{(1,2)} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \text{ – матриця адресності між 1-м і 2-м агрегатами.}$$

Матриця адресності має  $(r(x)+1)$  рядок і  $(r(y)+1)$  стовпчик, де  $r(y)$  – число параметрів вихідного сигналу від агрегату  $A^{(r)}$ , а  $r(k)$  – число параметрів у вхідному сигналі для агрегату  $A^{(r+n)}$ .

Додатковий рядок і стовпець враховують момент видачі і прийому сигналу.

Аналогічно можна визначити дані про циркуляції сигналів між іншими агрегатами. Для цього потрібно визначити для кожної з них матриці адресності

$$\theta^{(1,5)} = \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{vmatrix}, \quad \theta^{(2,3)} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \quad \theta^{(2,5)} = \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{vmatrix}, \quad \theta^{(3,4)} = \begin{vmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \end{vmatrix}. \quad (13)$$

Таким чином, запропонована формалізація СВ ОВТ у вигляді агрегативної моделі зручна для введення в ЕОМ інформації про взаємодію контурів ВР і дозволяє встановити основні зв'язки в СВ ОВТ, визначити циркуляцію сигналів між контурами ВР і досліджувати кількісні взаємозв'язки між параметрами, що характеризують заявки на обслуговування та ефективність обслуговування.

Для аналізу динаміки функціонування СВ ОВТ, оцінки, наприклад, таких характеристик, як ймовірність перебування заявки, що обслуговується, в системі протягом часу, що не перевищує заданого, або числа заявок, які обслуговуються в системі за заданий час, тощо, її зручно представити у вигляді системи масового обслуговування. У такому випадку існує можливість інтерпретувати органи (засоби, комплекси) ВР у вигляді

комплексу моделей стохастичних систем масового обслуговування (СМО). Така інтерпретація правомірна, оскільки процес виконання певних технологічних операцій з ВР в інтересах забезпечення угруповання військ можна розглядати як процес обслуговування деякої сукупності заявок на виконання робіт з ВР, що надходить від скінченної кількості джерел. СМО при цьому розглядається як багатофазна, кожна фаза якої є багато-канальною змішаною неповнодоступною СМО з очікуванням.

## СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Научные основы организации и управления ремонтом бронетанковой и автомобильной техники / под ред. М. И. Марютина. М. : ВАБВ им. маршала Р. Я. Малиновского, 1978. 376 с.
2. Ковтуненко А. П., Шишанов М. О., Зубарев В. В. Основы теории восстановления эксплуатационных свойств технических систем : моногр. К. : Книжное изд-во НАУ, 2007. 296 с.
3. Ковтуненко А. П., Зубарев В. В., Ланецкий Б. Н., Зверев А. А. Математическое моделирование в задачах исследования надежности технических систем : моногр. К. : Книжное изд-во НАУ, 2006. 236 с.

**Рецензент О. О. Расстригин**, д-р техн. наук, старший наук. співробітник  
(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)

УДК 006.91:21.03.519.95

**О. В. ДЗИСЮК,****В. М. БОЙКО,****А. Б. ГАВРИЛОВ,** кандидат технічних наук,  
старший науковий співробітник,**Ю. П. РОНДІН,** кандидат технічних наук,  
старший науковий співробітник, заслужений  
винахідник України*(Метрологічний центр військових еталонів  
Збройних Сил України)***О. В. КОЛОМІЙЦЕВ,** доктор технічних наук,  
старший науковий співробітник, заслужений  
винахідник України*(Науковий центр Повітряних Сил Харківського  
національного університету Повітряних Сил  
ім. Івана Кожедуба)*

## **Пропозиції щодо побудови систем траєкторних вимірювань та єдиного часу для мобільного полігонного вимірювально- обчислювального комплексу**

*Надані пропозиції щодо структур та науково-методичного апарату синтезу перспективних багатопараметричної лазерної інформаційно-вимірювальної системи траєкторних вимірювань та системи єдиного часу з використанням національного еталона часу і частоти, військових еталонів та волоконно-оптичних ліній зв'язку для полігонного вимірювально-обчислювального комплексу Збройних Сил України.*

*Предложены структура и научно-методический аппарат синтеза перспективных многопараметрической лазерной информационно-измерительной системы траекторных измерений и системы единого времени с использованием национального эталона времени и частоты, военных эталонов и волоконно-оптических линий связи для полигонного измерительно-вычислительного комплекса Вооруженных Сил Украины.*

Одним з основних напрямів військово-технічної політики в новій редакції “Воєнної доктрини України”, затвердженій наказом Президента України від 24.09.2015, визначено підвищення бойового потенціалу, відновлення справності, продовження ресурсу, проведення модернізації, створення нових систем і уніфікація зразків озброєння і військової техніки (ОВТ) силами вітчизняного оборонно-промислового комплексу, у тому числі розробку і виробництво ОВТ за закордонними ліцензіями [1].

Забезпечення високого рівня підготовки військ (сил) з метою виконання завдань за призначенням, визначення та оцінка фактичних властивостей нових (модернізованих) зразків ОВТ, а також виконання робіт з продовження призначених показників термінів служби зразків ОВТ неможливо без сучасної полігонної і випробувальної бази.

На виконання рішень наради щодо доцільності створення полігонного випробувального комплексу (ПВК) Збройних Сил (ЗС) України від 09.09.2015 (до № 1967/з від 10.09.2015) у Генеральному штабі ЗС України розроблено проект Загальних вимог до полігонного випробувального комплексу ЗС України (далі – Вимог). Цей документ визначає загальні підходи до створення єдиного ПВК ЗС України та вимоги, якими слід керуватися при обґрунтуванні оперативно-тактичних вимог (ОТВ) до полігонного вимірювально-обчислювального комплексу (ПВОК) і тактико-технічних вимог (ТТВ) до основних складових ПВК.

Відповідно до п. 1.1 Вимог, затверджених наказом Міністра оборони України від 11.2015, ПВК, у тому числі, призначений для виконання вимірювань та оброблення вимірювальної інформації з метою визначення (перевірки) тактико-технічних характеристик (ТТХ) об'єктів випробувань у різних умовах їх застосування.

Одними з основних завдань ПВК є проведення траєкторних, телеметричних (ТЛМ), бортових та інших вимірювань під час випробувань зразків ОВТ (навчань військ) та отримання в процесі випробувань вимірювальної інформації, необхідної для оцінювання (перевірки) характеристик зразка ОВТ та подальшого його удосконалення. При цьому ПВК повинен забезпечувати проведення випробувань (досліджень) нових та модернізованих зразків ОВТ та їх програмного забезпечення в необхідному районі або на визначеній виробничій базі.

Випробувальна діяльність як один з основних видів наукової і науково-технічної діяльності окрім загального вигляду забезпечення (правове, кадрове, фінансове, матеріально-технічне, інформаційне і методичне з урахуванням специфіки їх здійснення відносно процесу випробувань) вимагає також додаткових видів забезпечення, а саме: полігонного, метрологічного та вимірювально-інформаційного. При цьому рішення задач полігонного та вимірювально-інформаційного забезпечення, як таких, що визначаються специфікою випробувальної діяльності, покладається саме на ПВК [2–11].

Таким чином, результати аналізу основних шляхів розвитку ПВК України згідно з нормативно-правовими документами, а також врахування світового досвіду побудови і використання полігонів та тенденцій розвитку

сучасних зразків ОВТ і наявність необхідної нормативно-правової бази (підстави для розробки програмних і організаційно-плануючих документів розвитку ПВК) у своїй сукупності дозволяють розв'язати висвітлену проблему приведення ПВК ДНВЦ як основної складової випробувальної бази ЗС України у відповідність до вимог, що пред'являються до нього.

Згідно із загальними вимогами до полігонно-випробувального комплексу ЗС України першочерговому відновленню підлягають [2] такі складові МПВОК: система траєкторних вимірювань, система єдиного часу та автоматизована система збирання, передачі та оброблення вимірювальної інформації. Система траєкторних вимірювань МПВОК призначена для отримання необхідних вимірюваних параметрів траєкторій об'єктів вимірювань у заданому просторовому об'ємі із заданою точністю та надійністю [4–11].

**Завдання дослідження** – розробка пропозицій щодо побудови багатопараметричної лазерної інформаційно-вимірювальної системи (ЛІВС) траєкторних вимірювань (ТВ) літальних апаратів (ЛА) та системи єдиного часу (СЄЧ) для МПВОК.

Сучасний розвиток вимірювальних технологій та ідеологія побудови лазерних систем, що призначені для зовнішньотраєкторних вимірювань ЛА, здійснення об'єктивного контролю тощо, для ПВК значною мірою визначаються усе більш складним і багатофакторним характером процесів, що вивчаються, і явищ, адекватне відображення яких в отримуваних вимірювальних даних вимагає системного підходу як до опису ЛА, що контролюються, так і до методів побудови вимірювальних каналів багатопараметричної ЛІВС.

Використання в структурі системи одномодового багаточастотного з синхронізацією подовжніх мод випромінювання єдиного лазера, частотно-часового методу (ЧЧМ) вимірювання [3], методів виділення подовжніх мод, формування лазерних сигналів, що зондують, тощо дозволяє побудувати канали автоматичного

супроводження ЛА за напрямком АСН з вимірюваннями шести його параметрів руху (кутів азимута і місця, похилої дальності, радіальної і кутових швидкостей) [4], передачі команд управління ЛА та, за необхідністю, його розпізнавання.

Використання в структурі системи оптичного електронного модуля (ОЕМ), який складається з телевізійного і інфрачервоного каналів, дозволяє здійснювати пошук, виявлення, захоплення та об'єктивний контроль ЛА у денний і нічний час. Проведені наукові дослідження і розроблені пропозиції щодо побудови багатопараметричної ЛІВС та її вимірювальних каналів для ПВК. Основою для побудови системи є використання ЧЧМ пошуку, розпізнавання і вимірювання параметрів руху ЛА та ширококутового багатоканального високоточного ОЕМ. Система забезпечить:

пошук ЛА в заданій області простору за ОЕМ та за вибраним законом сканування сумарною діаграмою спрямованості (ДС) лазерного випромінювання (ЛВ);

розпізнавання ЛА, за умови формування сигналу, що зондує, зі складною просторово-часовою структурою і додаткової обробки елементів поляризаційної матриці розсіяння ЛА від отриманого поляризаційного поля;

захоплення і стійке кутове автоматичне супроводження ЛА, за умови використання прямих вимірювань від каналу кутових швидкостей і вдосконаленої одновимірної фільтрації для центрального процесу за методом Калмана – Бьюсі та ОЕМ;

високоточне вимірювання шести параметрів руху ЛА: кутів азимута і місця, похилої дальності, радіальної і кутових (тангенціальних) швидкостей у широкому діапазоні дальностей;

багатоканальну передачу інформації (команд управління) на ЛА за умови використання декількох несучих частот (подовжніх мод);

об'єктивний контроль та спостереження за ЛА, що супроводжується, у денних і нічних умовах;

обробку, відображення, запам'ятовування та передачу по лініях зв'язку (за радіоканалом) до споживачів

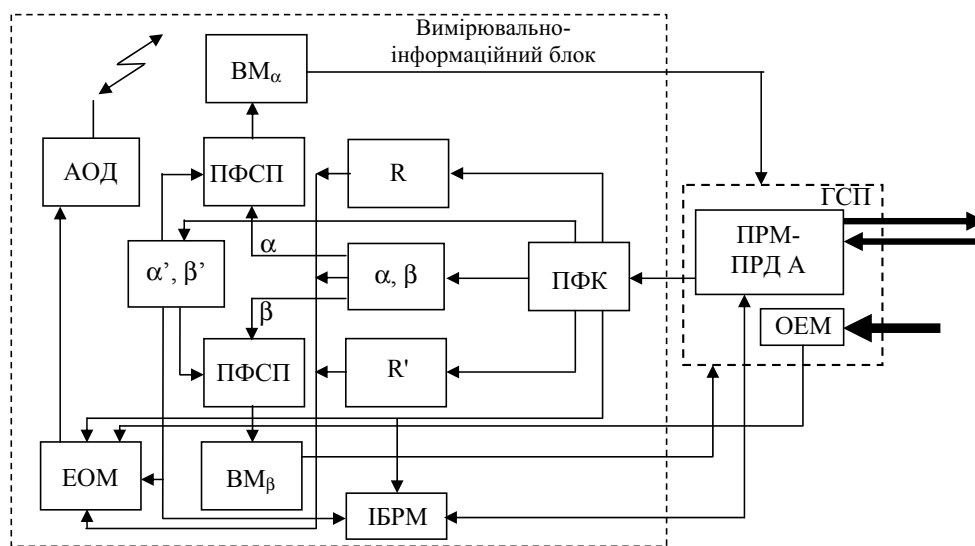


Рис. 1. Узагальнена функціональна схема багатопараметричної ЛІВС



інформації, що отримується під час проведення випробувань (досліджень) ЛА.

Узагальнена функціональна схема багатопараметричної ЛІВС, що реалізована в мобільному варіанті, зображена на рис. 1, де ПРМ-ПРД А – приймально-передавальна апаратура; ОЕМ – оптико-електронний модуль; ГСП – гіростабілізована платформа; ПФК – пристрій формування каналів; R – канал вимірювання похилої дальності до ЛА; R' – канал вимірювання радіальної швидкості ЛА;  $\alpha$  і  $\beta$  – канал вимірювання кутів азимута і місця ЛА;  $\alpha'$  і  $\beta'$  – канал вимірювання кутових (тангенціальних) швидкостей ЛА; ПФСП – пристрій формування сигналів похибки по кутах азимута  $\alpha$  і місця  $\beta$ ; ВМ – виконавчі механізми по кутах азимута  $\alpha$  і місця  $\beta$ ; ЕОМ – електронно-обчислювальна машина; ІБРМ – інформаційний блок з розширеними можливостями та АОД – апаратура обміну даними.

Основна ідея створення багатопараметричної ЛІВС [4] – це селекція подовжніх мод спектра ЛВ для створення окремих та парних оптичних сигналів. Вони підібрані для своїх каналів таким чином, щоб у фотодетекторі (ФТД) можна було селектувати їхні міжмодові биття, що фактично, на відміну від відомих систем, перетворюють сукупний оптичний сигнал у набір частот каналних міжмодових биттів (радіочастоти). Селекція каналів здійснюється каналними фільтрами, налаштованими на свої міжмодові биття. Пари частот (подовжніх мод) можна вибрати так, щоб кожна використовувалася тільки один раз і пари утворювали різні міжмодові биття. Це необхідно для того, щоб неможливо було отримати ті ж міжмодові биття з іншого набору подовжніх мод. Наприклад:

і так далі, де перші чотири подовжні моди можна ви-

$$\begin{aligned} v_0 - v_1 &= \Delta v, & v_{10} - v_8 &= 2\Delta v, & v_2 - v_5 &= 3\Delta v, \\ v_3 - v_7 &= 4\Delta v, & v_4 - v_9 &= 5\Delta v, \end{aligned}$$

користати для каналів вимірювання кутових координат ЛА і швидкостей, а п'яту – для передачі інформації.

Принцип роботи багатопараметричної ЛІВС, полягає в такому [6].

У ПРМ-ПРД А зі спектру випромінювання одномодового багаточастотного із синхронізацією подовжніх мод лазера-передавача (Лн) за допомогою МСПМ виділяються необхідні моди та їхні комбінації для створення:

рівносигнального напрямку (РСН) на основі формування сумарної ДС ЛВ, завдяки чотирьом парціальним ДС ЛВ, що частково перетинаються, за умови використання комбінацій подовжніх мод, «підфарбованих» різними частотами міжмодових биттів

$$\begin{aligned} \Delta v_{54} &= v_5 - v_4 = \Delta v_m, & \Delta v_{97} &= v_9 - v_7 = 2\Delta v_m, \\ \Delta v_{63} &= v_6 - v_3 = 3\Delta v_m, & \Delta v_{82} &= v_8 - v_2 = 6\Delta v_m; \end{aligned}$$

багатоканальної (N) передачі інформації, за умови використання сигналу подовжніх мод (на несучих частотах  $v_n$ );

лазерного сигналу з просторовою модуляцією поляризації, за умови використання сигналу з двох подовжніх мод (несучих частот  $v_{n1}, v_{n2}$ ).

Зустрічне сканування пар парціальних ДС ЛВ у кожній з двох ортогональних площин (напівперекритті ДС ЛВ) створює РСН, який проходить через ЛА. У разі необхідності виявлення ЛА в заданій точці простору складений з частот міжмодових биттів груповий сигнал сканується у вигляді сумарної ДС ЛВ за допомогою МБД, де кут та напрямок відхилення сумарної ДС ЛВ задається БКД.

Відбиті сигнали від ЛА на частотах міжмодових биттів обробляються ПРМ-ПРД А та розподіляються ПФК по вимірювальних каналах системи.

У каналі вимірювання кутів азимута і місця ЛА з високою точністю вимірюються кути азимута і місця та формуються сигнали похибок по двох осях координат ( $\alpha$  і  $\beta$ ), що надходять на ПФСП ( $\alpha$  і  $\beta$ ).

У розроблених пропозиціях щодо створення багатопараметричної ЛІВС траєкторних вимірювань для мобільного ПВОК реалізовані отримані у процесі виконання НДР такі нові методи вимірювання:

1. Метод високоточного вимірювання похилої дальності до ЛА, що враховує запізнювання частот міжмодових биттів, використовує імпульси, що “бланкують”, і дозволяє реалізувати багатоскальне високоточне вимірювання похилої дальності до ЛА, а також усунути неоднозначність вимірювань (патент України на корисну модель № 91562 від 10.07.2014).

2. Метод високоточного вимірювання радіальної швидкості ЛА, що враховує фазове автопідстроювання частоти і дозволяє реалізувати доплерівське високочастотне вимірювання радіальної швидкості ЛА, а також звзвити смугу пропускання і збільшити відношення сигнал/шум (патент України на корисну модель № 91561 від 10.07.2014).

3. Метод високоточного вимірювання кутових (тангенціальних) швидкостей ЛА, що використовує різниці зсувів півперіодів обвідних пачок імпульсів частот міжмодових биттів за одне проходження ДС ЛВ у одному напрямку сканування відносно аналогічного півперіоду обвідних у зустрічному напрямку та дозволяє з високою точністю визначити часо-імпульсним методом кутові (тангенціальні) швидкості ЛА, а також компенсувати складові швидкості і прискорення по кутах у каналі АСН (патент України на корисну модель № 91556 від 10.07.2014).

4. Метод стійкого кутового автоматичного супроводження ЛА за напрямом з високоточним вимірюванням кутів азимута і місця, що використовує порівняння зсувів періодів обвідних пачок імпульсів частот міжмодових биттів за одне повне проходження ДС ЛВ у прямому та зворотному напрямках сканування відносно аналогічних періодів обвідних у зворотному напрямку та дозволяє за різницею зсувів обвідних періодів сформувати сигнали похибки за двома осями координат і визначити часо-імпульсним методом з високою точністю кути азимута  $\alpha$  та місця  $\beta$ , а також величину та знак кута відхилення ЛА від РСН (патент України на корисну модель № 91563 від 10.07.2014).

Система єдиного часу МПВОК призначена для забезпечення сигналами часу, еталонними частотами

вимірювальних і інших засобів, що діють у складі ПВК та залучаються до проведення випробувань.

Значна кількість засобів траєкторних, ТЛМ, внутрішньостанційних та інших вимірювань, що розміщуються на ЛА, у наземних вимірювальних пунктах і на об'єктах випробувань, інтегруються в єдину вимірювально-інформаційну систему за допомогою апаратури СЄЧ, засобів систем збору і передачі інформації, її обробки, а також системи зв'язку і управління.

Система єдиного часу необхідна для синхронізації в єдиному облікованому часі всіх вимірювань, централізованого вмикання і вимикання стрічкопротяжних механізмів пристроїв запису інформації і контрольно-реєструючої апаратури, а також формування спеціальних сигналів, що фіксують початок тої чи іншої характерної події (зльоту літака-мішені, скидання парашутної системи та ін.).

Свої функції СЄЧ здійснює шляхом відтворення і зберігання еталонного часу, формування електричних шкал часу, різних часових і синхронізуючих сигналів і передавання їх користувачам. Сформовані апаратурою СЄЧ сигнали видаються на контрольно-реєструючі пристрої користувачів, які фіксують параметри, що вимірюються.

Система єдиного часу забезпечує також формування і передачу користувачам сигналів, що відзначають початок відліку часу в кожному випробуванні. За початок відліку приймається момент часу, який визначається початком характерної події, що відбувається при проведенні даного випробування (натурного експерименту) [7].

Для відзначення цього моменту апаратура СЄЧ виробляє спеціальний сигнал "Старт", який фіксується на носіях інформації в пристроях засобів вимірювань, що реєструють. Крім цього, сигнал "Старт" використовується для запуску різних приладів програмного управління, управлінням наданням сигналів єдиного часу і як маркерний сигнал. Для централізованого ввімкнення контрольно-реєструючої апаратури користувачів

апаратура СЄЧ перед формуванням сигналу "Старт" виробляє спеціальний сигнал "Протяжка".

Синхронна робота засобів вимірювання забезпечується періодичним зведенням частот опорних генераторів і фазуванням шкал часу за спеціальними сигналами, що мають передаватися суб'єктами Служби єдиного часу та еталонних частот [8]. Відповідно до [8] завдання оперативного контролю та управління еталонними сигналами часу і частоти, що використовуються ЗС України, забезпечення єдності й точності вимірювань часу та частоти в ЗС, а також інших військових формуваннях покладені на структурний підрозділ Метрологічного центру військових еталонів Збройних Сил України. Він здійснює оперативний контроль еталонних сигналів, що використовуються ЗС, забезпечує єдність та точність вимірювань часу і частоти в ЗС, а також інших військових формуваннях. Зазначений підрозділ повинен мати систему контролю еталонних сигналів, до якої (згідно з [8]) входять технічні засоби Національного наукового центру "Інститут метрології", Метрологічного центру військових еталонів ЗС України Міністерства оборони, які забезпечують контроль і управління передаванням еталонних сигналів та інформаційне обслуговування споживачів таких сигналів.

Основними вимогами до СЄЧ ПВК є:

безперервна видача сигналів з частотами (1/300, 1/60, 1, 2, 3, 4, 5, 10, 25, 2000) Гц протягом 24 годин на добу;

похибка синхронізації шкали часу відносно шкали часу UTC:

- у стані стеження за НКА GPS+ГЛОНАСС – не більше 100 нс;
- у стані збереження – не більше 10 нс за добу.

Це означає, що СЄЧ ПВК має складатися з декількох підсистем, які, у свою чергу, повинні бути інтегровані як у систему метрологічного забезпечення [9] засобів вимірювальної техніки військового призначення одиниць часу та частоти, що існує в ЗС України, так і в систему

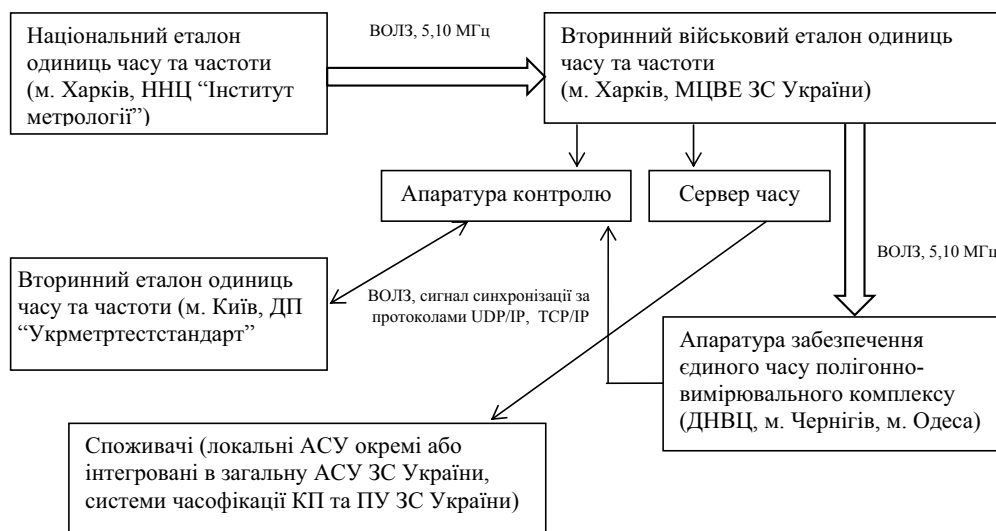


Рис. 2. Структурна схема контролю, управління та передачі еталонних сигналів часу та частоти

контролю і управління еталонними сигналами часу та частоти (в інтересах військових споживачів), яка повинна функціонувати в Службі єдиного часу та еталонних частот [10, 12].

Структурна схема контролю, управління та передавання еталонних сигналів часу та частоти (СЧЧ) з використанням волоконно-оптичних ліній зв'язку (ВОЛЗ) показана на рис. 2.

Структурна схема апаратури забезпечення єдиного часу ПВК зображена на рис. 3.

Технічна реалізація системи контролю, управління та передавання еталонних сигналів часу та частоти (ЧЧ) дозволить забезпечити як єдність і точність вимірювань ЧЧ у ЗС України, так і функціонування системи єдиного часу ПВК з визначеними вимогами до точності.

**Висновки:**

1. Розроблені пропозиції щодо побудови багатопараметричної ЛІВС траєкторних вимірювань для МПВОК.
2. Визначені структури каналів АСН ЛА з вимірюванням шести параметрів руху ЛА (кутів азимута і місця  $\alpha$ ,  $\beta$ , кутових швидкостей  $\alpha^*$ ,  $\beta^*$ , похилої дальності R, радіальної швидкості R\*, а також каналу передачі команд управління на ЛА.
3. Визначена структура OEM, який складається з телевізійного і інфрачервоного каналів для здійснення

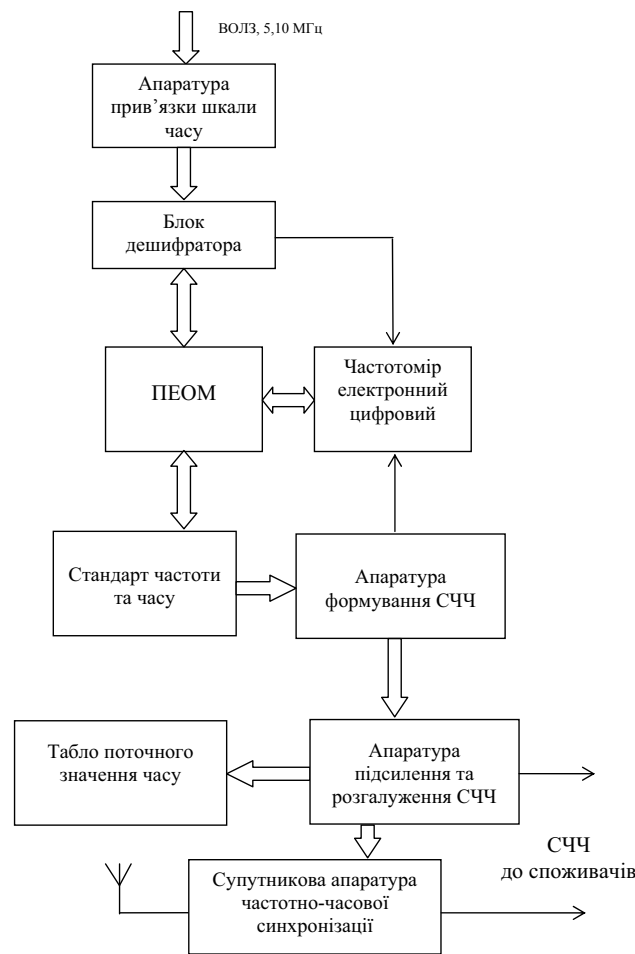


Рис. 3. Структурна схема апаратури забезпечення єдиного часу полігонно-вимірювального комплексу

пошуку, виявлення та об'єктивного контролю ЛА в денний та нічний час.

4. Запропонована система ТВ МПВОК, згідно з проведеними дослідженнями, забезпечує:

- стійку роботу за дальністю до 150 км;
- середньоквадратичні похибки вимірювань за дальністю – до 0,4 м, за радіальною швидкістю – 0,1 м/с, за кутовими координатами – до 0,2 кут. хв., кутових швидкостей – до 0,2 рад/с.

5. Розроблена структурна схема апаратурного забезпечення єдиного часу МПВОК.

6. Окреслені підходи до побудови відомчої ССЧ з урахуванням взаємодії з державною ССЧ та еталонних частот.

**СПИСОК ПОСИЛАНЬ**

1. Воєнна доктрина України : затверджена наказом Президента України від 24.09.2015 № 555/2015.
2. Загальні вимоги до полігонно-вимірювального комплексу Збройних Сил України : затверджені Міністром оборони України від 10.11.2015 № 33779.
3. Алєшин Г. В., Рондин Ю. П., Коломійцев А. В. Модернизированный частотно-временной метод измерений для построения измерительных каналов лазерной высокоточной многопараметрической системы // Збірник наук. праць ХВУ. X. : ХВУ, 2001. Вип. 8/38. С. 115–117.
4. Коломійцев О. В., Кливец С. І., Руденко Д. В. Мобільна комбінована лазерна інформаційно-вимірювальна система // Системи озброєння і військова техніка. 2014. Вип. 3 (39). С. 108–110.
5. Чинков В. М., Герасимов С. В. Дослідження та обґрунтування критеріїв оптимізації вимірювальних сигналів для контролю технічного стану систем автоматичного управління // Український метрологічний журнал. 2013. № 4. С. 43–47.
6. Коломійцев О. В., Кливец С. І., Петренко О. С., Руденко Д. В. Багатофункціональна лазерна інформаційно-вимірювальна система для полігонного вимірювального комплексу // Системи обробки інформації / ХУПС. 2013. Вип. 8 (115). С. 53–58.
7. Дзисюк О. В., Бойко В. М., Рондин Ю. П., Коломійцев О. В. Актуальні напрями удосконалення системи метрологічного забезпечення державних полігонних випробувань зразків (комплексів) озброєння та військової техніки // Озброєння та військова техніка. 2015. № 3 (7). С. 18–23.
8. Питання Служби єдиного часу і еталонних частот : постанова Кабінету Міністрів України від 02.09.2015 № 664.
9. Чинков В. М., Герасимов С. В. Варіаційний метод і методики синтезу оптимального вимірювального сигналу для контролю технічного стану системи автоматичного управління // Український метрологічний журнал. 2014. № 1. С. 59–64.
10. Бойко В. М., Гаврилов А. Б., Костира О. О., Рондин Ю. П. Питання створення автономної системи частотно-часового забезпечення споживачів Збройних

- Сил України на основі використання методу пасивної синхронізації шкал часу і частоти // Метрологія та прилади. 2014. № 5. С. 67–70.
11. Герасимов С. В. Постановка проблеми розробки оптимальної методики контролю параметрів технічних систем при експлуатації за станом // Системи обробки інформації / ХУПС. 2013. Вип. 9 (116). С. 7–11.
12. Бойко В. М., Гаврилов А. Б., Костиця О. О., Рондін Ю. П. Питання створення автономної системи частотно-часового забезпечення споживачів Збройних Сил України на основі використання методу пасивної синхронізації шкал часу і частоти // Метрологія та прилади. 2014. № 5. С. 67–70.

**Рецензент Б. О. Демідов**, д-р техн. наук, проф.  
(Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба)

**О. Ф. ВЕЛИЧКО**, державний експерт

(Апарат Ради національної безпеки і оборони України, м. Київ),

**Д. А. ГРИБ**, кандидат технічних наук, доцент,

**Б. О. ДЕМИДОВ**, доктор технічних наук, професор

(Науковий центр Повітряних Сил Харківського національного університету Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, м. Харків),

**М. І. ЛУХАНІН**, доктор технічних наук, професор

(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)

## Проблемні аспекти інтеграції нетрадиційних видів озброєння до складу перспективної системи озброєння збройних сил держави

*Розглядаються системно-концептуальні основи та методологічні проблемні питання, пов'язані зі створенням та інтеграцією до складу перспективної системи озброєння збройних сил військово-економічно обґрунтованих і технічно (технологічно) прийнятних пріоритетних варіантів нетрадиційних видів озброєння з використанням новітніх технологій оборонного призначення.*

*Ключові слова: нетрадиційні види озброєння, система озброєння, традиційні види озброєння та військової техніки, інноваційний розвиток.*

*Рассматриваются системно-концептуальные основы и методологические проблемные вопросы, связанные с созданием и интеграцией в состав перспективной системы вооружения вооруженных сил экономически обоснованных и технически (технологически) приемлемых пріоритетных вариантов нетрадиционных видов вооружения с использованием новейших технологий оборонного назначения.*

*Ключевые слова: нетрадиционные виды вооружения, система вооружения, традиционные виды вооружения и военной техники, инновационное развитие.*

На сучасній стадії військового будівництва невідкладною необхідністю стала більш ефективна та прискорена реалізація інноваційного підходу до розвитку системи озброєння збройних сил держави за рахунок інтеграції в неї принципово нових, нетрадиційних видів озброєння (НВО). У цьому контексті виникла необхідність вирішити низку проблем, пов'язаних з розробкою концептуально-методологічних основ цієї інтеграції. Одночасно з ними з'явилися проблеми використання новітніх технологій для створення і застосування таких видів озброєння, а також формування перспективного вигляду майбутньої системи озброєння, що забезпечує більш ефективно, але менш руйнівне, з мінімальним летальним результатом для особового складу і цивільного населення виконання військами бойових завдань [1, 2, 4, 5, 6–8, 11].

У даний час вже реально позначилася нагальна потреба технічного оснащення збройних сил НВО, а також результативними засобами захисту від них.

У провідних зарубіжних країнах основними напрямками розвитку НВО є [4, 5, 9, 10]: зброя спрямованої енергії (ЗСЕ), зброя нелетальної дії (ЗНД) і робототехнічні комплекси військового призначення (РТК ВП). (рис. 1). Можливо, в перспективі отримають розвиток і знайдуть застосування й інші нетрадиційні види зброї (геофізична, біосферна тощо).

У загальному випадку розвитку системи озброєння може бути здійснено за двома основними напрямками:

- істотне розширення оперативного-тактичних (функціональних) можливостей традиційних видів озброєння і військової техніки, надання їм нових бойових (функціональних) властивостей;
- створення принципово нових, зокрема нетрадиційних видів ОВТ, що інтегруються до складу перспективної системи озброєння.

Останній напрям стає особливо актуальним у зв'язку з тим, що традиційні види ОВТ вже майже наблизилися до своїх потенційних (граничних) можливостей за фізичними принципами дії.

Створення принципово нових наукомістких і високотехнологічних зразків НВО набуває найважливішого значення, оскільки їх впровадження до складу системи озброєння буде сприяти якісному підвищенню ефективності її функціонування (виконання свого функціонального призначення в ускладненому оперативному-стратегічному середовищі під час виконання завдань), орієнтованого на істотне розширення бойових можливостей угруповань військ (сил) збройних сил держави.

Розробка нетрадиційних видів озброєння ведеться досить активно і системно в розвинених країнах [3, 9–11]. На озброєнні армій ряду держав вже є або близькі до прийняття на озброєння нові зразки НВО. Зокрема, програми з розробки лазерної зброї різного базування відносяться до пріоритетних [4]. Сучасні системи озброєння у короткий строк виявилися ґрунтовно насиченими лазерами. При цьому лазери успішно подолали поріг освоєння і зараз широко вживаються в сучасних системах озброєння.

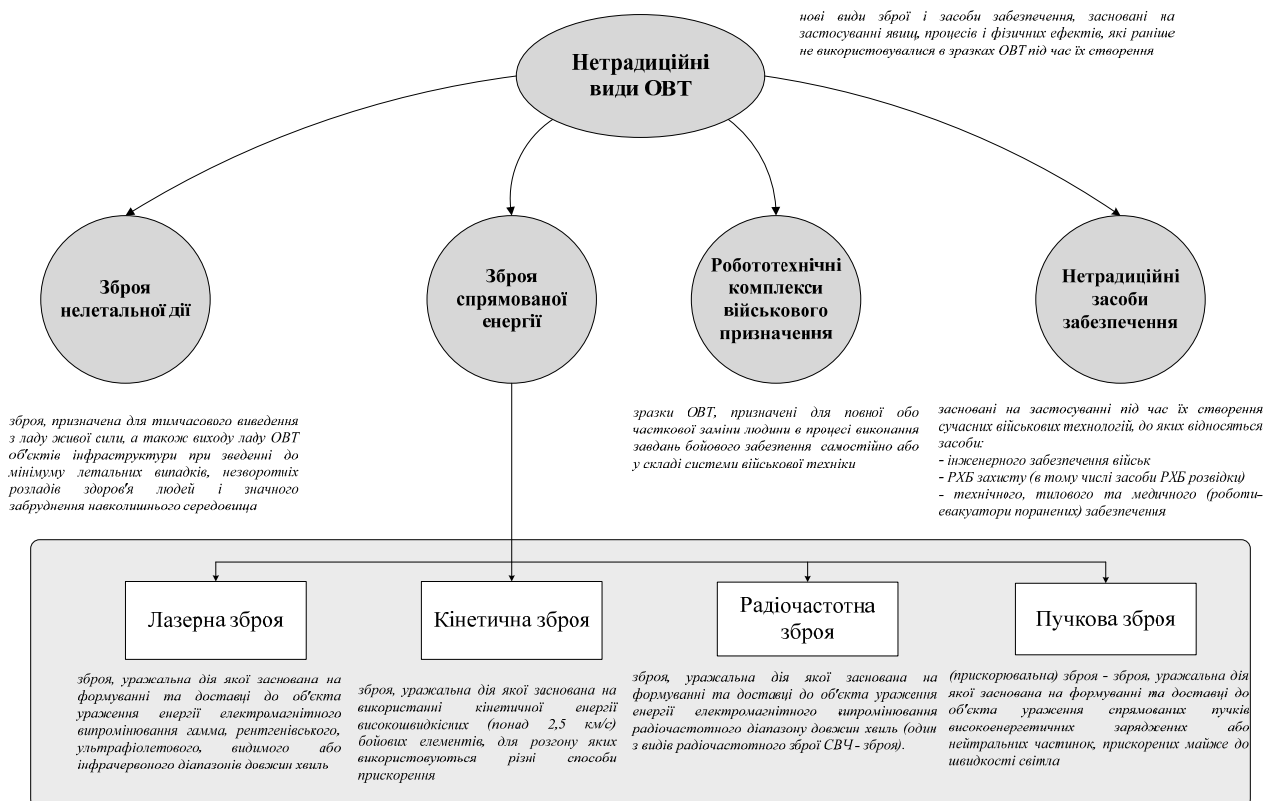


Рис. 1. Основні види нетрадиційної зброї

Лазерна зброя в процесі подальшого вдосконалення (підвищення потужності і покращення фокусування випромінювання) буде знаходити все більш широке застосування для ураження як живої сили, так і зразків ОВТ противника.

У розвитку традиційних і нетрадиційних видів ОВТ існує суттєва відмінність. Створення традиційних зразків ОВТ здійснюється, як правило, на основі удосконалення вже існуючих принципів їх побудови та дії. Для НВО наукові дослідження і технологічні розробки мають більш широкий спектр робіт, починаючи з обґрунтування концептуальних основ побудови і закінчуючи комплексом робіт з розробки конкретних функціонально-технологічних рішень, що закладаються в конструктивну побудову перспективних зразків НВО, їх випробувань, організації серійного виробництва тощо.

Крім того, основними умовами успішності завершення розробки НВО є наявність розвиненої науково-дослідної, виробничо-технологічної, проектно-конструкторської і лабораторно-випробувальної бази, а також полігонів для проведення випробувань експериментальних і дослідних зразків НВО, наявність відповідного ресурсного забезпечення (зокрема фінансового).

Під час обґрунтування і планування розробки НВО необхідно враховувати наявність значного технічного ризику, що об'єктивно викликає необхідність удосконалення і розробки методичних основ інтеграції НВО до складу системи озброєння з урахуванням фінансово-економічних, науково-технічних, виробничо-технологічних та інших обмежень. Необхідно також враховувати, що процесу обґрунтування і планування інтеграції

НВО до складу системи озброєння притаманні специфічні особливості, наприклад такі:

- високий ступінь невизначеності потрібного кількісно-якісного складу НВО для дооснащення збройних сил;
- наукоємність і унікальність найважливіших технологій НВО, що мають перспективи подвійного застосування;
- міжвидовий характер робіт з оснащення збройних сил нетрадиційними видами озброєння;
- досить висока складність і важкий для формалізації процес створення і інтеграції НВО до складу системи озброєння і таке інше.

Основними напрямками застосування НВО у складі системи озброєння збройних сил можуть бути:

*зброя спрямованої енергії, яка може застосовуватися:*

- як самостійно, так і спільно з традиційними видами ОВТ;
- як засіб проведення контртерористичних і спеціальних операцій (дій);

*зброя несмертельної дії:*

- буде доповнювати традиційні види ОВТ, забезпечуючи досягнення цілей більш гуманними методами;
- може застосовуватися як засіб ведення війни, проведення контртерористичних, миротворчих і спеціальних операцій (дій) і боротьби з заворушеннями;

*робототехнічні комплекси військового призначення:*

- можуть бути самостійними засобами ведення бойових дій і (або) доповнювати традиційні види ОВТ,

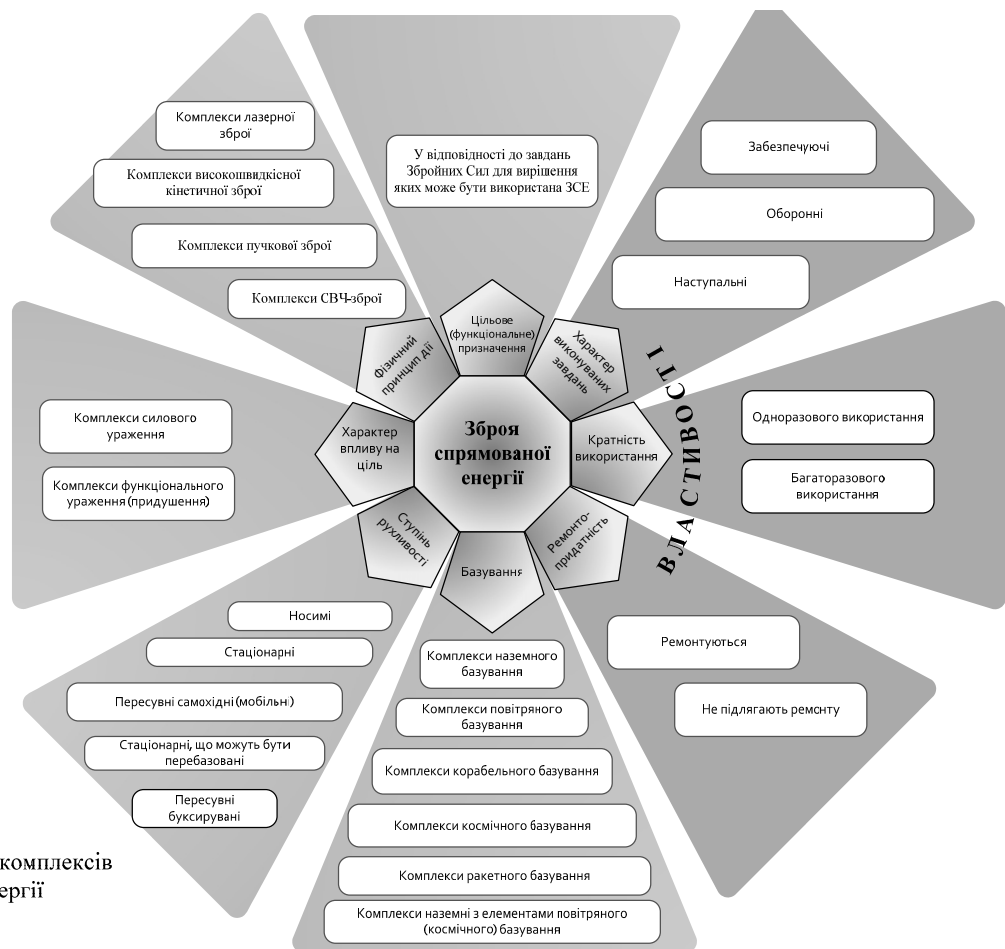


Рис. 2. Класифікація комплексів зброї спрямованої енергії

забезпечуючи досягнення цілей та зменшення втрат особового складу;

- можуть застосовуватися як засоби ведення миротворчих операцій, а також у військових конфліктах.

Для визначення (уточнення) ролі і місця зразків НВО у системі озброєння необхідно проведення комплексних досліджень з урахуванням:

- нового вигляду збройних сил і їх організаційно-штатної структури;
- оцінювання наявного науково-технічного (науково-технологічного) набутку;
- можливих способів ефективного застосування НВО для забезпечення виконання завдань, покладених на збройні сили держави.

До основних проблемних питань, пов'язаних з інтеграцією НВО до складу системи озброєння, відносяться військово-технічні, науково-технічні (технологічні) і економічні питання.

Одним з основних видів нетрадиційного озброєння, здатного забезпечити істотне підвищення рівня ефективності виконання існуючих і перспективних завдань збройних сил, є зброя спрямованої енергії (рис. 2).

ЗСЕ визначається як вид зброї, заснований на використанні нових фізичних принципів впливу на об'єкти (живу силу, техніку, навколишнє середовище), ураження яких здійснюється випромінюваною енергією, сконцентрованою в узький пучок. У його складі відзначають дві групи:

- зброя спрямованої енергії, що призначена для впливу на навколишнє середовище (лазерна зброя, надвисокочастотна зброя, кінетична зброя, прискорювальна або пучкова зброя);

- зброя спрямованої енергії, призначена для впливу на людей (біооб'єкти).

З огляду на надзвичайну складність розв'язуваних проблем, масштабність залучених ресурсів, тривалість виконання проектно-конструкторських робіт дослідження і розробки у сфері ЗСЕ доступні в обмеженій кількості держав. Проте створення ЗСЕ різного призначення, тієї чи іншої міри складності здійснюється приблизно в 40 країнах світу. Лідером серед них є США, що охоплюють приблизно 90% всіх розробок в сфері ЗСЕ [10].

Провідні зарубіжні країни (США, Великобританія, Франція, ФРН, Японія, Ізраїль та ін.), а також Росія в інтересах підвищення ефективності застосування збройних сил проводять в широкому діапазоні дослідження і розробки зі створення зразків ЗСЕ.

Вважається, що повномасштабне використання ЗСЕ в складі засобів збройної боротьби може привести до таких змін у формах і способах ведення бойових дій:

- рішення частини задач буде переноситися з безпосередньо території, яка підлягає захисту, в навколосемний повітряно-космічний простір і на територію противника або прилеглу до неї територію;
- боротьба з високоартісними засобами ураження противника може здійснюватися шляхом впливу на

них вражаючими факторами ЗСЕ при відносно низьких витратах;

- можливе використання вибіркового впливу на інформаційні засоби і обчислювальну техніку;
- може бути здійснено виявлення і ураження замаскованих оптичних і оптико-електронних засобів спостереження й цілевказання.

Дуже важливим методологічним завданням, безпосередньо пов'язаним з обґрунтуванням раціонального складу ЗСЕ, є завдання визначення такого складу ЗСЕ, при якому спільно з традиційними видами ОВТ забезпечувалося б виконання тих військово-технічних завдань, що традиційним озброєнням виконуються недостатньо ефективно.

Для визначення оптимального складу ЗСЕ необхідно:

- встановити раціональний кількісно-якісний склад ЗСЕ, призначеного для забезпечення виконання покладених на збройні сили завдань;
- розробити пропозиції щодо засобів оцінювання ефективності застосування зразків ЗСЕ і визначити потрібний обсяг фінансування робіт зі створення ЗСЕ;
- розробити тактико-технічні вимоги до підсистем зразків ЗСЕ і до зразків у цілому, а також технологічні шляхи їх реалізації.

Обґрунтування раціонального складу ЗСЕ, що інтегрується до системи озброєння, може бути здійснено поетапно.

Спочатку на основі аналізу оперативного-стратегічних, оперативного-тактичних, військово-технічних, технологічних і військово-економічних проблем розвитку системи озброєння виявляються ті проблемні завдання збройних сил, що недостатньо ефективно або практично не виконуються і не можуть бути виконані в перспективі з використанням тільки традиційного озброєння.

Далі визначаються пріоритетні напрями робіт, що необхідно виконати в інтересах створення ЗСЕ для забезпечення виконання завдань, покладених на збройні сили.

Потім необхідно провести аналіз отриманих результатів експериментально-теоретичних досліджень можливих механізмів і режимів впливу вражаючих факторів ЗСЕ на конструкційні матеріали та елементи ОВТ для їх силового або функціонального ураження (придушення). На основі отриманих результатів щодо уразливості ОВТ противника під час впливу факторів ураження ЗСЕ обґрунтовуються вимоги до основних тактико-технічних характеристик (ТТХ) комплексів ЗСЕ різних фізичних принципів дії, а також вимоги щодо складу, структури та принципів функціонування цих комплексів. При цьому як основні ТТХ комплексів ЗСЕ можуть бути обрані:

- дальність дії;
- ймовірність ураження (придушення) одиночної цілі в одному циклі стрільби;
- скорострільність;
- сектор бойової роботи;
- боезапас;
- показники надійності функціонування;
- орієнтовна ціна;
- масові й габаритні характеристики.

Одночасно з цим розглядаються параметри (характеристики) уражаючих компонентів комплексів ЗСЕ, що визначають механізм, тип, ймовірність і дальність ураження ОВТ противника. Обґрунтовується і визначається сукупність ТТХ, необхідна для проведення порівняльного оцінювання ЗСЕ і традиційних видів ОВТ під час обґрунтування заходів щодо інтеграції ЗСЕ до складу системи озброєння.

Далі на основі сформульованих тактико-технічних вимог визначаються шляхи технічної реалізації комплексів ЗСЕ. При необхідності можуть бути створені експериментальні (макетні) зразки перспективних бойових комплексів ЗСЕ і проведені їхні випробування (зокрема полігонні). Результати випробувань використовуються для уточнення вимог до бойових комплексів ЗСЕ, їх технічного вигляду і т. д.

На наступному етапі з використанням існуючого методичного апарату проводяться розрахунки з оцінювання ефективності бойового застосування комплексів ЗСЕ. Ці розрахунки повинні охопити такі основні напрями оцінювання:

- ефективності виконання з використанням ЗСЕ завдань збройних сил, для вирішення яких не передбачається застосування традиційних зразків ОВТ;
- збільшення ефективності виконання завдань збройних сил за рахунок використання ЗСЕ спільно з традиційними зразками ОВТ;
- зростання значення узагальненого показника ефективності виконання конкретного військово-технічного завдання зразком ОВТ, в складі якого використовується технологія (компоненти) ЗСЕ;
- порівняльне оцінювання ТТХ комплексу ОВТ до і після впровадження (модернізації) нової технології ЗСЕ.

Оцінювання необхідно проводити з урахуванням можливості технічної реалізації тактико-технічних вимог до комплексів ЗСЕ на базі наявного науково-технологічного набутку.

За результатами оцінювання ефективності бойового застосування (бойового ефекту) і вартісних характеристик комплексів ЗСЕ розглянутого типу проводиться визначення військово-економічної доцільності створення цих комплексів. При цьому повинні враховуватися можливості вирішення відповідної військово-технічної задачі альтернативними методами з використанням традиційних зразків ОВТ.

У разі недостатнього рівня фінансування, стислих термінів розробки та інших причин обмежувального характеру уточнюються тактико-технічні вимоги до комплексів ЗСЕ, допрацьовується технічний вигляд і в цілому уточнюються висновки про військово-економічну доцільність створення комплексів ЗСЕ відповідного типу.

Під час військово-економічного оцінювання доцільності використання сукупності традиційних зразків ОВТ та ЗСЕ можуть бути застосовані дві групи показників, одна з яких відображає військовий (бойовий, цільовий) аспект, а інша – економічний (вартісний і часовий) аспект.



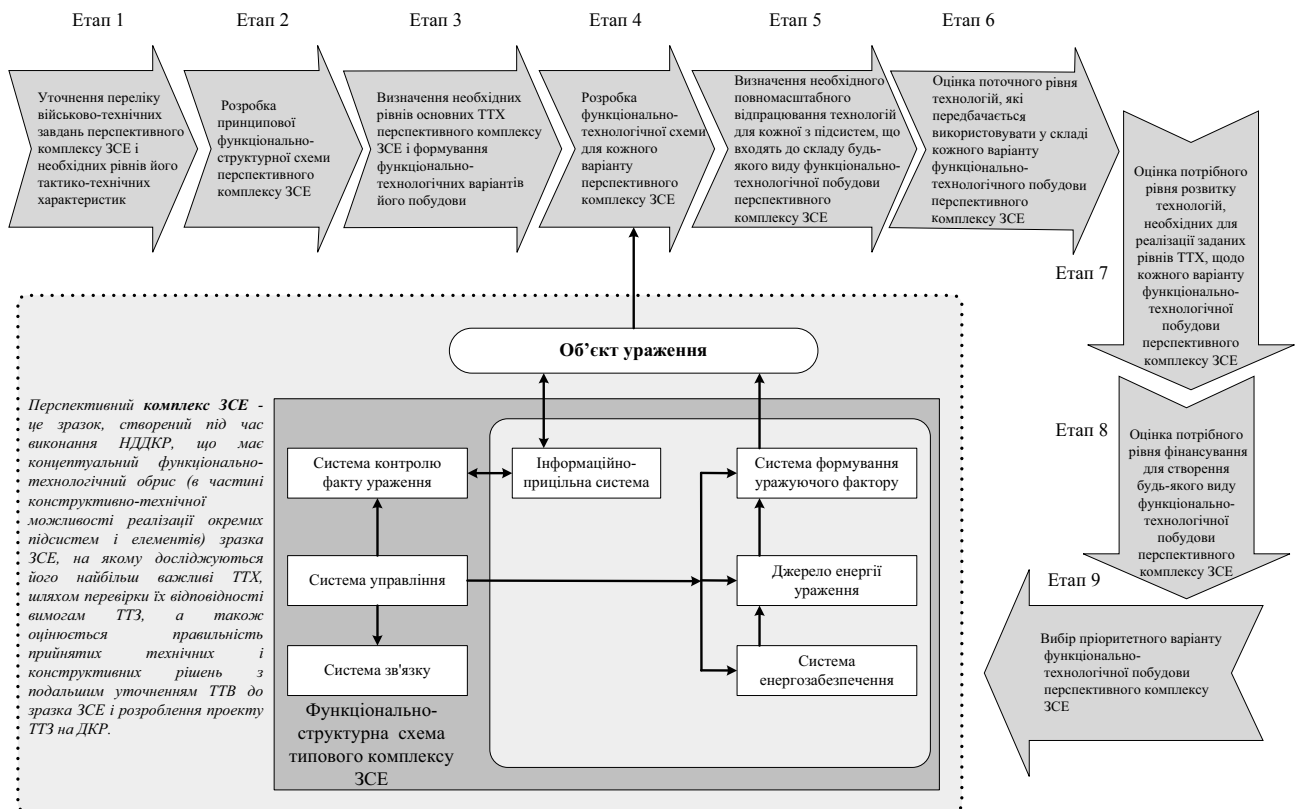


Рис.3. Етапи функціонально-технологічного обґрунтування побудови перспективного комплексу зброї спрямованої енергії (ЗСЕ)

Найбільшу складність цього оцінювання являє визначення значень показників бойового (цільового) ефекту і вартості, що необхідні для порівняння варіантів виконання завдань збройних сил з використанням тільки традиційних зразків ОВТ та сукупності цих зразків і ЗСЕ. Труднощі пов'язані, перш за все, з тим, що однією з головних особливостей сучасного періоду розвитку НВО є досить складний процес їх бойового застосування, який важко формалізується. Якоїсь цілісної стратегії і тактики, а також способів їх бойового застосування як в цілому для НВО, так і для більшості окремих типів і конкретних зразків ЗСЕ до теперішнього часу достатньою мірою не розроблено. Також потребують розгляду питання експлуатації, ремонту, постачання, зберігання і утилізації зразків ЗСЕ.

Після отримання позитивного висновку про технічну можливість реалізації та військово-економічну доцільність створення комплексів ЗСЕ, що інтегруються в систему озброєння, розробляється проект ТТЗ на виконання дослідно-конструкторської роботи (ДКР).

Під час обґрунтування раціонального складу зразків ЗСЕ та їх інтегрування до системи озброєння необхідно враховувати можливості потенційного противника з розвитку свого нетрадиційного озброєння. Зразки вітчизняного традиційного і нетрадиційного озброєння повинні розроблятися з урахуванням забезпечення їх стійкості до дії нетрадиційного озброєння противника.

Функціонально-технологічне обґрунтування побудови перспективного комплексу ЗСЕ може бути здійснено шляхом поетапного виконання процедур обґрунтування, показаних на рис. 3.

Військово-економічне оцінювання варіантів функціонально-технологічної побудови перспективного комплексу ЗСЕ має здійснюватися на основі використання комплексного критерію «ефект–вартість–реалізація».

Можливе використання двох напрямів військово-економічного оцінювання:

- обґрунтування і вибір пріоритетного варіанта комплексу ЗСЕ, виходячи з потрібних обсягів витрат на його створення;
- обґрунтування вибору пріоритетного варіанта комплексу ЗСЕ у випадку обмежень на ресурси.

За першим напрямом військово-економічне оцінювання варіантів функціонально-технологічної побудови перспективного комплексу ЗСЕ необхідно здійснювати у відповідності до такого порядку його проведення. На основі даних про обсяги завдань ЗСЕ і ефективності їх виконання спільно з традиційними видами ОВТ визначаються необхідний якісний і кількісний склад комплексів ЗСЕ та прогнози повні витрати на їх створення. На основі необхідних значень ТТХ перспективного комплексу ЗСЕ і визначеного строку його створення формуються варіанти функціонально-технологічної побудови і визначаються прогнози витрати на створення кожного варіанта.

Воєнно-економічне оцінювання варіантів перспективного комплексу ЗСЕ виконується шляхом вирішення таких задач:

- для заданих (необхідних) рівнів ТТХ комплексу ЗСЕ і заданих термінів його створення визначаються мінімальні потрібні витрати;

- для заданих (наданих) обсягів витрат на створення комплексу ЗСЕ і строків його створення визначаються ТТХ, що забезпечують максимальну ефективність застосування комплексу та відповідають обраній концепції розвитку перспективного комплексу ЗСЕ;

- для визначених (наданих) обсягів витрат на створення комплексу визначаються ТТХ, що забезпечують максимальну ефективність застосування комплексу ЗСЕ, і строки завершення розроблення основних технологій.

Необхідність реалізації іншого напрямку військово-економічного оцінювання виникає в тому випадку, якщо обсяги фінансових ресурсів (або їх прогнозних значень), що надаються на створення потрібної сукупності комплексів ЗСЕ, не збігаються з потребами на створення перспективних комплексів ЗСЕ. У цьому випадку виникає необхідність уточнення (зниження) тактико-технічних вимог до комплексу ЗСЕ, що повинно знайти відображення у коригуванні вихідних даних, що використовуються у загальній методології військово-економічного обґрунтування раціональних варіантів інтеграції ЗСЕ до складу системи озброєння.

Можливі три способи вирішення цієї задачі:

- спосіб, пов'язаний з уточненням переліку, обсягів завдань і потрібного складу комплексів ЗСЕ для їх виконання;

- спосіб, пов'язаний з коригуванням обсягу фінансових ресурсів, які передбачається виділити на створення перспективних комплексів ЗСЕ і перерозподілом їх відповідно до визначених пріоритетів;

- спосіб, що передбачає уточнення строків розроблення окремих технологій у складі перспективних комплексів зброї спрямованої енергії.

До інших нетрадиційних видів озброєння можуть бути віднесені зброя несмертельної дії і робототехнічні комплекси.

ЗНД розглядається як доповнення до традиційних видів озброєння, що дозволяє військам ефективно виконувати поставлені перед ними бойові завдання в умовах, коли застосування існуючого арсеналу традиційного озброєння неможливо або недоцільно через міжнародно-правові, економічні, гуманітарні чи інші причини. Нелетальна зброя стає все більш затребувана, особливо під час проведення контртерористичних і миротворчих операцій, що приводить до зниження ймовірності втрат серед мирного населення.

Робототехнічні комплекси військового призначення слугують для вирішення розвідувальних, бойових (вогневих) задач, задач оперативного, технічного, тилового та медичного забезпечення дій військ в умовах, коли застосування екіпажних, населених і пілотованих засобів неможливо, недоцільно або пов'язано з великими втратами особового складу. Одним з найважливіших напрямів створення робототехніки є розробка безпілотних літальних апаратів, призначених для виконання широкого кола завдань.

У цілому створення нетрадиційних видів озброєння та їх інтеграція до складу системи озброєння являють собою досить складний і витратний процес. Під час

обґрунтування інтеграції НВО до складу системи озброєння необхідно враховувати комплексний характер проблем, пов'язаних з визначенням пріоритетних напрямів розвитку нетрадиційного озброєння, і з системних позицій підходити до формування концептуально-методологічної бази військово-економічного обґрунтування інтеграції НВО до складу системи озброєння, включаючи сукупність принципів, моделей, методів і методик.

Для практичного втілення інноваційного шляху розвитку вітчизняної системи озброєння на основі створення перспективних і нетрадиційних зразків ОВТ необхідна реалізація таких основних принципів:

- концентрація фінансових ресурсів на пріоритетних напрямках розвитку НВО та технологій;

- забезпечення раціонального використання фінансових, інтелектуальних, матеріальних і часових ресурсів з виключенням паралелізму і дублювання досліджень за тематично близькими науково-технічними напрямками, що проводяться в рамках програм і планів створення НВО та технологій;

- залучення до досліджень і розробок колективів, що мають високий науковий потенціал;

- проведення експертизи НДДКР зі створення НВО та технологій;

- максимальне перекриття дослідженнями і розробками переліку базових і критичних військових технологій;

- завчасна розробка перспективних технологій для формування науково-технічного набутку з метою використання під час створення НВО інноваційного розвитку системи озброєння збройних сил держави;

- координація і взаємозв'язок програмних заходів, функціонально близьких робіт в рамках реалізації комплексних цільових програм зі створення НВО та технологій тощо.

**Висновки.** Сучасні традиційні види озброєння і військової техніки майже досягли своїх потенційних (граничних) можливостей. Подальший інноваційний розвиток систем озброєння збройних сил, обумовлений необхідністю забезпечення ефективного виконання збройними силами очікуваних перспективних завдань, стає здійсненням тільки за рахунок інтеграції в неї додатково до традиційних принципово нових, у тому числі нетрадиційних, видів озброєння і військової техніки та військово-економічно обґрунтованого спільного використання разом з традиційними видами ОВТ. Пошукові і прикладні дослідження в цій галузі доцільно зосередити на виявленні та обґрунтуванні раціонального поєднання в складі перспективної системи озброєння традиційних і нетрадиційних зразків ОВТ з урахуванням ресурсних обмежень.

Ґрунтуючись на досвіді передових зарубіжних країн [3, 9–11], основні зусилля у вирішенні проблемних питань, пов'язаних з принципово новим (нетрадиційним) озброєнням, слід направити на дослідження таких найбільш перспективних видів цього озброєння, як зброя спрямованої енергії, зброя несмертельної дії, робототехнічні комплекси військового призначення, а також

деякі нетрадиційні види забезпечення ефективного ведення бойових дій.

Комплексний характер військово-технічних, науково-технічних (технологічних), військово-економічних та багатьох інших проблем, пов'язаних зі створенням і впровадженням у війська нетрадиційних видів озброєння, обумовлює необхідність розробки відповідного методологічного підходу до визначення і вирішення пріоритетних проблем і завдань створення та інтеграції НВО до складу системи озброєння збройних сил і на його основі формування методичних основ інтеграції окремих пріоритетних (основних) видів нетрадиційного озброєння. Науково-методичний апарат повинен бути невід'ємною частиною методології обґрунтування напрямів інноваційного розвитку системи озброєння збройних сил. Основними його елементами мають бути:

- методи оцінювання доцільності застосування і обґрунтування раціонального складу зразків НВО, необхідних для забезпечення виконання завдань збройних сил;
- методи порівняльного військово-економічного оцінювання зразків нетрадиційного озброєння серед їх основних видів;
- методи формування і вибору оптимального поєднання традиційних і нетрадиційних видів ОВТ у складі системи озброєння;
- методи воєнно-економічного оцінювання і вибору раціональних прийнятних варіантів інтеграції НВО до складу системи озброєння;
- методи оцінювання ефективності застосування НВО за призначенням і витрат на їх створення й ін.

Технологія інтеграції НВО до складу системи озброєння повинна виступати як один з основних елементів механізму реалізації принципу інноваційного розвитку збройних сил держави за допомогою інноваційного розвитку їх системи озброєння. Ця технологія може бути подана як сукупність концептуально-методологічних і методичних принципів, а також організаційно-економічних механізмів оснащення збройних сил нетрадиційними видами озброєння і військової техніки (зброєю спрямованої енергії, зброєю несмертельної дії, робототехнічними комплексами військового призначення тощо), у тому числі деякими нетрадиційними засобами забезпечення. При цьому повинен охоплюватися весь цикл програмно-цільового планування розвитку НВО, починаючи від планування створення науково-технічного доробку до обґрунтування і реалізації раціональних варіантів інтеграції НВО до складу системи озброєння у вигляді прийнятних варіантів спільного використання традиційного і нетрадиційного озброєння для забезпечення виконання завдань, покладених на збройні сили.

Як базові принципи інтеграції НВО до складу системи озброєння доцільно вибрати системність, збалансованість розвитку ОВТ, пріоритетність різних засобів збройної боротьби, адекватність фінансовим можливостям країни і потребам оборони тощо.

Державні замовники сектору безпеки і оборони та оборонно-промисловий комплекс країни у своїй основній діяльності повинні орієнтуватися не тільки на забезпечення поточних і перспективних потреб технічного оснащення збройних сил традиційними видами ОВТ, але і більш активно перебудовуватися на рішення проблем розвитку і формування на інноваційній основі системи озброєння збройних сил за рахунок інтеграції до її складу принципово нових, зокрема нетрадиційних, видів ОВТ на основі використання новітніх оборонних технологій.

## СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Макнаб К. Оружие уничтожения XXI века. Регулярные войска, полиция и террористы. М. : Эксмо, 2009. 464 с.
2. Правдивцев В. Л. Тайные технологии. Биосферное и геосферное оружие. М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2012. 335 с.
3. Альтман Ю. Военные нанотехнологии. Возможности применения и превентивного контроля вооружений. М. : Техносфера, 2006. 424 с.
4. Буренок В. М. Технологические и технические основы развития вооружения и военной техники. М. : Граница, 2010. 216 с.
5. Буренок В. М., Ивлев А. А., Корчак В. Ю. Программно-целевое планирование и управление созданием научно-технического задела для перспективного и нетрадиционного вооружения. М. : Граница, 2007. 408 с.
6. Прищепенко А. Б. Взрывы и волны. Взрывные источники электромагнитного излучения радиочастотного диапазона. М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2008. 208 с.
7. Прищепенко А. Б. Шипение снарядов. М. : МОРКНИГА, 2010. 352 с.
8. Прищепенко А. Б. Шелест гранаты. М. : МОРКНИГА, 2009. 256 с.
9. Лященко В. П. Торговля оружием : оружие нелегального действия, создание, производство, применение, операции на мировом рынке. М. : Экономика, 2011. 302 с.
10. Лященко В. П. Торговля оружием : оружие направленной энергии, разработка, создание, производство, применение, операции на мировом рынке. М. : Экономика, 2013. 350 с.
11. Лященко В. П. Торговля оружием : высокоточное оружие, создание, производство, применение, операции на мировом рынке. М. : Экономика, 2014. 350 с.

**Рецензент С. В. Лапицький**, д-р техн. наук, проф.  
(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України, м. Київ)

## Науково-випробувальний комплекс: історія створення та функціонування

Науково-випробувальний комплекс створений для **підвищення ефективності та результативності наукових досліджень в інтересах оборони держави**, а також **комплексного підходу** до науково-технічного супроводження на всіх етапах життєвого циклу зразків озброєння та військової техніки, їх стандартизації та уніфікації, підвищення ефективності наукових досліджень та виконання оперативних завдань командування на більш високому науково-технічному рівні.

Науково-випробувальний комплекс створений на базі Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України, Державного науково-дослідного інституту авіації, Державного науково-випробувального центру Збройних Сил України, Науково-дослідного центру Збройних Сил України “Державний океанаріум”. У 2013 році до складу комплексу був прийнятий Харківський національний університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба.

Комплекс створений з метою:

впровадження комплексного підходу до науково-технічного супроводження всіх етапів життєвого циклу зразків озброєння та військової техніки (ОВТ), їх стандартизації та уніфікації;

узгодження і розподілу завдань та відповідальності учасників, координації їх діяльності в процесі науково-технічних досліджень та науково-технічного супроводження всіх етапів життєвого циклу зразків ОВТ;

підвищення ефективності наукових досліджень та виконання завдань відповідно до статутів і положень учасників;

інтеграції наукової, науково-технічної та випробувальної діяльності учасників та проведення спільних досліджень зі створення (модернізації) зразків ОВТ;

спільного виконання учасниками інших завдань у сфері наукової та науково-технічної діяльності відповідно до положень і статутів учасників;

всебічного розвитку та удосконалення навчальної, лабораторно-експериментальної та полігонно-випробувальної бази учасників;

збереження і розвитку наукових шкіл учасників; удосконалення організації підготовки та підвищення кваліфікації наукових кадрів учасників;

ефективного використання кадрового наукового потенціалу, науково-дослідної та випробувальної бази учасників;

доступу до інформаційних ресурсів довідково-інформаційних баз учасників згідно з діючими вимогами нормативно-правових актів щодо інтелектуальної власності, охорони державної таємниці, технічного захисту інформації, а також захисту іншої інформації з обмеженим доступом.

У науково-випробувальному комплексі постійно ведеться робота з пошуку та реалізації **нових шляхів підвищення результативності наукових досліджень** у військово-технічній галузі. Сьогодні в рамках науково-випробувального комплексу налагоджена тісна співпраця з підприємствами та установами оборонно-промислового комплексу України та з міністерствами і відомствами, що відповідають за формування військово-технічної політики.

Зокрема укладено угоди про науково-технічне співробітництво з Державним концерном «Укроборонпром» та іншими підприємствами оборонно-промислового комплексу України державної та недержавної форм власності. Крім того, організована **ефективна взаємодія** науково-випробувального комплексу з науковими





установами Національної академії наук України в рамках співпраці із Секцією оборонних проблем при Президії НАН України та діючої Міжвідомчої координаційної експертної ради МО України та НАН України з питань експлуатації, ремонту і модернізації авіаційної техніки.

Продовжується нарощування рівня функціональної взаємодії за військово-технічним напрямом науково-випробувального комплексу з іншими науково-дослідними установами: науковими центрами видів Збройних Сил України, вищими навчальними закладами Міністерства оборони України та вищими навчальними закладами Міністерства освіти і науки України.

Основною формою діяльності ради науково-випробувального комплексу є засідання, хід та результати яких відображаються в протоколах засідань. Виїзні засідання проводяться щоквартально на базі одного з учасників комплексу.

Учасники науково-випробувального комплексу постійно працюють над підвищенням результативності наукових досліджень у військово-технічній галузі.

Можна відслідкувати динаміку цього розвитку. Якщо на перших засіданнях розглядалися організаційні питання щодо створення та початку спільної роботи учасників науково-випробувального комплексу, то, починаючи з липня 2013 року, запроваджені нові форми роботи. Були висвітлені актуальні та нагальні проблеми, що стоять перед Збройними Силами України, та запропоновані конкретні шляхи їх вирішення. Відмінною особливістю всіх наступних засідань є залучення представників підприємств обороно-промислового комплексу України та інших зацікавлених структур (представників інших міністерств та відомств, що беруть участь у формуванні військово-технічної політики в державі).

Так, розглядалися такі питання:

стан справ і проблемні питання суб'єктів комплексу у сфері випробувальної діяльності, хід проведення випробувань нових (модернізованих) зразків озброєння та військової техніки;

шляхи розвитку озброєнь родів та видів Збройних Сил України;



шляхи розвитку тренажерних комплексів для потреб Повітряних Сил Збройних Сил України;

стан та шляхи розвитку засобів ураження та боеприпасів – та питання сьогодення: забезпечення підвищення бойової спроможності сил АТО.

Рішення, що приймалися на засіданнях Ради, були спрямовані на ініціювання або активізацію робіт з таких питань:

розробка концепції застосування технічних засобів навчання під час підготовки льотних екіпажів (льотчиків) та відповідних програм підготовки з урахуванням наявності тренажерної бази з наростаючим функціоналом виконуваних завдань;

створення касетних бойових частин з високоточними бойовими елементами;

введення в дію проекту наказу Міністерства оборони України “Про затвердження Інструкції про прийняття на озброєння (постачання) Збройних Сил України зразків ОВТ, які розроблені підприємствами в ініціативному порядку”;

розвиток полігонів “Гончарівський” та “Десна”, що визначені як полігони для проведення випробувань Державним науково-випробувальним центром Збройних Сил України;

створення нових повітряних мішеней для забезпечення випробувань ОВТ та засобів ураження;

проведення льотних досліджень мотодельтапланів Т-2М виробництва Державного підприємства “ДКБ авіації загального призначення” з метою оцінки можливості прийняття їх на озброєння ЗС України;

розробка нових або застосування існуючих легких і надлегких літальних апаратів вітчизняної розробки та виробництва для розвідки, РЕБ, ударних завдань та транспортних перевезень;

проведення дослідних випробувань безпілотних авіаційних комплексів, що розроблені та виготовлені вітчизняними підприємствами.

За результатами роботи комплексу були відкриті нові дослідно-конструкторські роботи, запропоновані нові підходи до вирішення актуальних задач, що стоять перед Збройними Силами України щодо оснащення їх озброєнням та військовою технікою.

**О. М. Рябець**, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник (Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України)

# RESUME

## MILITARY TECHNICAL POLICY

**Pavlovsky I.V.**

*(Ministry of Defense of Ukraine, Kyiv),*

**Chepkov I.B.**, *Doctor of Technical Sciences, Professor,*

**Zubarev V.V.**, *Doctor of Technical Sciences, Professor,*

**Smirnov V.O.**, *Ph.D in Engineering, Senior Scientific Researcher*

*(Central Research Institute of Armaments and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv),*

**Sverhunov O.O.**, *Ph.D in Engineering, Associate Professor*

*(National Institute of Strategic Studies, Kyiv)*

### MILITARY-TECHNICAL POLICY OF UKRAINE: PROBLEMS OF FORMATION AND IMPLEMENTATION IN THE CONDITIONS OF THE CRISIS PHENOMENA AND RESOURCE LIMITATIONS

*The problematic issues of the formation and implementation of Ukraine's military-technical policy in the current conditions of crisis phenomena and resource constraints are analysed. The ways of improving the military-technical policy of the state for realizing the goals and tasks of defense reform in Ukraine, as well as ensuring the development of the defense-industrial complex, taking into account not only military policy, but also state industrial, scientific, investment and innovation policies, are determined. Measures are proposed to improve the legislative framework for the implementation of projects for the development and organization of production of weapons, military and special equipment within the framework of military-technical policy.*

## ARMORED VEHICLES

**Bisyk S.P.**, *Ph.D in Engineering*

**Chernozubenko O.V.**

*(Central Research Institute of Armaments and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv),*

**Slivinskiy O.A.**, *Ph.D in Engineering*

*(Department of Welding KPI of I. Sikorsky, Kyiv)*

**Shabitskiy V.R.**

*(615th military establishment of the Ministry of Defense of Ukraine, Kyiv)*

**Korbach V.G.**, *Ph.D in Engineering, Associate Professor*

*(“State Kyiv Design Bureau “Luch”, Kyiv)*

### COMPARISON OF THE EFFICIENCY OF APPROACHES TO NUMERICAL SIMULATION OF PERCUSSION BY A HOMOGENEOUS OBSTACLE

*The article presents the results of comparison of the simulation of the penetration process with a different shape of the main part of the homogeneous obstacle using the two-dimensional Lagrangian approach (2D) and the Smooth Particle Hydrodynamics (3D) method. The obtained results show the possibility of using both approaches to break through the homogeneous obstacles, taking into account the type of puncture. According to studies, the use of the Smooth Particle Hydrodynamics method is more acceptable in the study of penetration due to a much lower error in the field experiment and a more reliable description of the nature of the various types of penetration.*

*ARTILLERY WEAPONS & SMALL ARMS*

**Hurnovych A. V.**, *Doctor of Technical Science, Senior Research Fellow,*  
**Trofymenko V. H.**, *Research Fellow,*  
**Kirkach N. P.**, *Junior Research Fellow*  
(*Central Research Institute of Armaments and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv*)

**METHODOLOGICAL APPROACH TO ZEROING OF AK74 AND AKM ASSAULT RIFLES WITH COLLIMATOR SIGHT**

*The article considered special aspects of zeroing of assault rifles with collimator sights (sight line of such sights is higher than the sight line of open one) to ensure proper ballistic configuration. Fire efficiency of such type of weapons depending on fire point is discussed as well.*

**Keywords:** *centre of impact, trajectory elevation over the sight line*

*AIR DEFENSE SYSTEMS*

**Lanetskyi B.M.**, *Doctor of Technical Sciences, Professor, Honored Scientist of Ukraine,*  
**Koval I.V.**, *Ph.D in Engineering, Senior Research Fellow,*  
**Lukianchuk V.V.**, *Ph.D in Engineering, Senior Research Fellow,*  
**Lisovenko V.V.**, *Senior Research Fellow,*  
**Doska O.M.**, *Research Fellow*  
(*Scientific Centre of the Kharkiv National University of Air Force of Ivan Kozhedub, Kharkiv*)

**GENERAL SCIENTIFIC AND METHODOLOGICAL STATEMENTS ON ORGANIZATION AND CONDUCTING WORKS FOR EXTENSION ASSIGNED MEASURES OF SURFACE-TO-AIR MISSILES. ESTIMATION OF TECHNICAL AND ECONOMIC EFFICIENCY OF WORKS**

*The basic scientific and methodological statements on the technical and economic estimation of the works for the extension assigned measures of surface-to-air missiles (SAM) are formulated. The characteristics of the costs associated with the extension the SAM assigned indicators are given. Equations for a comparative estimating of the costs associated with the extension the assigned measures and the purchase of new SAMs are considered. Graphs that allow estimating the permissible values of the assigned measures based on the available economic resources, as well as the graphs that characterize the dependence of the duration of the extended SAM lifetime versus originally stated lifetime of the SAMs are demonstrated.*

**Keywords:** *works for the extension assigned measures, technical and economic estimation, permissible values of assigned measures increasing, duration of the extended lifetime.*

*AIRCRAFT ARMAMENT & FACILITIES*

**Herasimov S.**, *Doctor of Technical Sciences, Senior Research Fellow,*  
**Baranic A.**, *Lecturer*  
(*Kharkiv National University of Air Force of Ivan Kozhedub, Kharkiv*)

**CHOICE OF INDEXES FOR EVALUATION OF TECHNICAL STATE OF AVIATION ROCKET ARMAMENT**

*It is shown that the translation of aviation rocket armament on exploitation after the technical state foresees strengthening of role of measuring and control of his parameters and descriptions with the purpose to determinate the actual technical state and acceptance of reasonable decisions on its further exploitation. It requires the reasonable choice of indexes for the evaluation of the technical state. The system of indexes of efficiency of control of the technical state of aviation rocket armament is offered. Intercommunication of these indexes is shown on the different levels of cooperation.*

**Keywords:** *aviation rocket armament, control of the technical state, indexes of efficiency, authenticity and control cost.*



**Herasimov S.**, *Doctor of Technical Sciences, Senior Research Fellow,*  
**Zhuravlev O.**, *Ph.D in Engineering, Associate professor*  
*(Kharkiv National University of the Air Force of Ivan Kozhedub, Kharkiv)*

### **ESTIMATION OF COEFFICIENT OF SHELL HEAD-RESISTANCE BY THE METHODS OF POLYNOMIAL APPROXIMATION AND INTERPOLATION OF COORDINATES OF CENTRE-OF-MASS ON THE STAGE OF FLYING-DESIGNER TESTS**

Procedure of estimation is worked out on the area of ballistic trajectory of value of coefficient of head-resistance of shell by the methods of approximation and interpolation of co-ordinates of centre-of-mass by cube polynomials at implementation of the required terms of going down of such polynomials. The coefficients of polynomial, which approximates settle accounts after parameters, determined initial conditions of flight of shell, its construction and local aero gravity space. The coefficients of polynomial, which interpolates, are determined by a least-squares method from data of the external trajectory measuring. The assessment of the errors of determination of coefficient of shell head-resistance and estimation of possibility of the use of some stations of the external trajectory measuring for high-fidelity determination of the indicated coefficient have been conducted.

**Keywords:** coefficient of head-resistance, cube polynomial, approximation, interpolation, station of the external trajectory measuring, relative error.

**Kislyak M. I.**

*(National Aviation University),*

**Mitrokhovich M. M.**, *Doctor of Technical Sciences, Professor*  
*(State Enterprise «Ivchenko-Progress», Zaporozhye)*

### **USING ACOUSTIC ANALOGY IN CALCULATION OF TURBOFAN FAN STAGE**

Comparison of experimental acoustic indicators with those indicators obtained by using different modeling and acoustic analogies.

**Keywords:** Fluent, CFD, blade, fan stage, fan, turbulence model, acoustic analogy, turbofan.

UAV

**Zirka A.**, *Ph.D.*,

**Rasstrigin O.**, *Doctor of Technical Sciences, Senior Researcher,*

**Silkov V.**, *Ph.D, Senior Researcher*

*(Central Research Institute of Armaments and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv)*

### **METHODOLOGY FOR ASSESSING THE TECHNICAL MATURENESS OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE BASED ON ITS MAIN FLIGHT PERFORMANCE CHARACTERISTICS DURING FLIGHT TESTS**

Actual is a search for ways to optimize the process of obtaining the values of individual parameters during flight tests of unmanned aerial vehicles, including involvement of new scientific and methodological approaches. Obtaining (application) of complex indicators for evaluation of a number of characteristics (operating parameters) in specified conditions gives the opportunity to evaluate required parameters more accurately and reduce material costs in certain conditions, in addition, to save time and resources during tests.

For a comprehensive assessment of the qualities of unmanned aerial vehicles, with different power plants, it is proposed to apply a complex indicator of technical perfection. The article presents the results of theoretical calculations of the complex index of technical perfection for a group of unmanned aerial vehicles, a tactical class - the battlefield and the results of flight experiments. During the flight tests, an unmanned aircraft of the tactical class - the battlefield "MARA-2M" was:

the adequacy of the proposed complex indicator and methodology from its calculation was estimated;

the reliability of the results of the calculation data obtained during theoretical research was checked;

the reliability of the declared characteristics of the unmanned aerial vehicle "MARA-2M" was checked on the basis of the results of the flight experiment. The calculations of the complex indicator of technical perfection of

the unmanned aircraft on different approaches (theoretical calculation by the appropriate methodology and experimental research) show the possibility of applying this indicator to assess some flight characteristics in the course of flight tests of an unmanned aerial vehicle.

**Bieliaiev D. M.,**

Rasstrigin O. O., *Doctor of Technical Sciences, Senior Researcher;*

Kisiel P.I., *PhD in Engineering, Senior Researcher;*

**Semeniuk R.P.**

*(Central Research Institute of Armaments and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv)*

**SCIENTIFIC AND METHODOLOGICAL SUBSTANTIATION OF THE MAIN REQUIREMENTS TO AERODYNAMIC AND AEROSTATIC CHARACTERISTICS OF KYTOON OF A MOBILE BALLOON RADIOLOCATION COMPLEX FOR THE IDENTIFICATION OF LOW ALTITUDE TARGETS**

*In the article scientific and methodical apparatus of calculating the aerodynamic has been improved and aerostatic characteristics of a kytoon has been considered with the aim of substantiating the basic requirements for mobile balloon radiolocation complex for detection a targets with low altitude.*

*ENGINEERING EQUIPMENT*

**Abramovych A.O.,** *Post Graduate,*

**Piddubniy V.O.,** *PhD in Engineering, Assistant Professor*

*(Radio Engineering Department of NTUU "I. Sikorsky KPI", Kiev),*

**Guslyakov O.M.,** *Engineer*

**EDDY CURRENT DEVICE WITH THE DATABASE, WHICH CONTAINS DIFFERENT SAMPLES OF METALS, TO IDENTIFY THEM IN THE HIDDEN OBJECTS**

*Represented results of researches of experimental sample of eddy current device (ECD) and methods of signal processing from ECD antenna, which improve basic technical characteristics of these devices, turning them from metal detectors, which recognize metals (black or non-ferrous), to metal-analazers, which generate an appearance of the detected object. Suggested an option of using ECD during clearing mines.*

*INFORMATION SYSTEMS*

**Frees P. V.,** *PhD in Engineering, Associate Professor*

**TO THE PROBLEM OF MANAGING THE PROCESS OF COSMIC OBSERVATIONS OF THE LANDED EARTH REGIONS WHILE SOLVING OPERATIONAL TASKS**

*The author summarizes the author's results of developing the methodological foundations for controlling the process of space observations of specified regions and / or objects of the Earth in solving operational problems in conditions of limited on-board resources and unfavourable external factors. At the same time, a number of methods and models have been suggested that, to some extent, contribute to resolving the contradiction between the space capabilities and the increasing demands of customers for targeted information from them. These requirements concern both the composition, volume and quality of space information, and the speediness of its reception at any time of the day and year, regardless of external conditions. In this case, there arises the scientific and applied problem of controlling the process of space observations to meet these requirements.*

*In particular, in a number of author's articles, the method of formalizing processes in space systems as a basis for further modelling has been further developed. It is based on the set-theoretic approach with the complex use of analytical, logical and logical-analytical functions with their geometric interpretation.*

*For this purpose, an appropriate alphabet has been developed, containing both separate designations and logical, analytical and logical-analytical dependencies reflecting the processes of orders, planning, observation, the formation of target information and its transfer, management of means and processes, the state of orbital and ground facilities, external and Internal conditions of their functioning, actions and decisions of maintenance personnel, customers and users. The basis of formalization is the mathematical apparatus of set theory, information theory, combinatorial analysis, two-valued and many-valued logic. Spatial-temporal phenomena are formalized using the theory of spacecraft flight.*

*In addition, the method of predicting the controllability of given regions of the Earth by space means has been further developed, which differs from those known by complex consideration of the parameters of the orbital motion of space vehicles, the technical characteristics of the on-board target equipment, and the geographical coordinates of the given region. At the same time, the peculiarity of servicing of terrestrial objects by space means is taken into account when the intervals of the specified moments of time, objectively determined by the specificity of the orbital motion relative to the rotating Earth, exist objectively. In such a case, the spacecraft's survey range uncontrollably moves along the earth's surface unevenly, reaching selectively some ground objects. Therefore, there is an actual task of predicting the controllability of specified objects with the purpose of rational planning of their operational maintenance.*

*To do this, it is suggested to set the conditions for the controllability of any observation area by the original logical-analytical visibility function, which takes into account the geographic coordinates of the area and the current geographic coordinates of the ground objects, and the degree of controllability is the original one-dimensional cover coefficient.*

*To calculate the parameters of the survey (the width of the survey and capture bands, the dimensions of the scene taken, the area of the controlled areas), the author developed an analytical model for servicing surface facilities. It takes into account the parameters of the orbits, technical characteristics and shape of the field of view of the on-board target equipment (conical, pyramidal), the turns of its target axis from nadir to roll and / or pitch, as well as various models of the Earth's shape (flat, spherical, ellipsoidal).*

*At the same time, for the control of the process of detailed space observations, the author developed a logical-analytical model of the angular motion of a spacecraft, which allows for qualitative analysis and quantitative assessment of the effect of the angular motion parameters on the volumes and quality of target information. In addition, such a model provides the formation of rational routes for servicing specified land objects. The model is based on a formalized description of the processes of obtaining target information and controlling the angular motion in the modes of software turns of spacecraft and their precise orientation and stabilization.*

#### *PRODUCTION, MODERNIZATION, MAINTENANCE*

**Shyshanov M. O.**, *Doctor of Technical Sciences, Professor,*

**Shevtsov M. M.**, *Senior Researcher,*

**Chechenkova O. L.**, *Senior Researcher*

*(Central Research Institute of Armaments and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv)*

#### **METHODOLOGICAL BASIS OF STRUCTURAL SYNTHESIS OF ARMAMENT AND MILITARY EQUIPMENT RECOVERY SYSTEMS OF THE FORCES**

*Basic principles and issues that are solved while organizing and controlling complex technical and organizational systems as well as the necessity to apply methodology of the structural synthesis to formalize correcting tasks of the main parameters of recovery system are considered.*

*Keywords: aggregative model, corrective maintenance, service requests, weapons and equipment, recovery system structure.*

*TESTING, TEST SITES*

**Dzisyuk A.V.,**

**Bojko V.N.,**

**Gavrilov A.B.,** *PhD in Engineering, Senior Research Fellow,*

**Rondin Yu. P.,** *PhD in Engineering, Senior Research Fellow, Honored Inventor of Ukraine  
(Meteorological Center of military standards of the Armed Forces of Ukraine)*

**Kolomijtsev A.V.,** *Doctor of Technical Sciences, Senior Research Fellow, Honored Inventor of Ukraine  
(Scientific Centre of the Kharkiv National University of Air Force of Ivan Kozhedub, Kharkiv )*

**PROPOSALS FOR DEVELOPMENT OF TRAJECTORY MEASUREMENT AND UNIVERSAL TIME SYSTEMS FOR MOBILE GROUND MEASURING-COMPUTER COMPLEX**

*Suggestions regarding structures and scientifically-methodical synthesis apparatus of the promising multi-parameters laser information measuring system of trajectory measuring and universal time system with the use of national standard of time and frequency, military standards and fiber-optic communications lines for the ground measuring-computer complex of the Armed Forces of Ukraine have been presented.*

*UNCONVENTIONAL WEAPONS*

**Velychko O.F.,** *State Expert*

*(National Security and Defence Council of Ukraine, Kyiv),*

**Hryb D.A.,** *PhD in Engineering Science, Associate Professor;*

**Demidov B.O.,** *Doctor of Engineering Science, Professor, Leading Researcher*

*(Scientific Centre of the Kharkiv National University of Air Force of Ivan Kozhedub, Kharkiv),*

**Luhanin M.I.,** *Doctor of Engineering Science, Professor*

*(Central Research Institute of Armaments and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine, Kyiv)*

**THE PROBLEMATIC ASPECTS OF THE INTEGRATION OF NON-TRADITIONAL TYPES OF WEAPONS INTO THE PROMISING ARMAMENT SYSTEM OF THE ARMED FORCES**

*The system conceptual bases and methodological problematic issues related to the development and integration into the composition of a prospective armament systems into the armed forces of military-economically justified and technically (technologically) acceptable priority variants of non-conventional types of weapons using the latest defence technologies are considered. Keywords: non-traditional types of weapons, weapon system, traditional types of weapons and military equipment, innovative development.*