

<https://doi.org/10.15407/knit2020.06.005>

УДК 629.7.002.3:624.016(043)

А. В. КОНДРАТЬЄВ

зав. кафедри технології будівельного виробництва і будівельних матеріалів, д-р техн. наук, проф.

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8101-1961>

E-mail: kondratyev_a_v@ukr.net, andrii.kondratiev@khame.edu.ua

Харківський національний університет міського господарства імені О. М. Бекетова
вул. Маршала Бажанова 17, Харків, Україна, 61002

КОНЦЕПЦІЯ ОПТИМІЗАЦІЇ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ КОМПОЗИТНИХ АГРЕГАТИВ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ З УРАХУВАННЯМ ОСОБЛИВОСТЕЙ ЇХНЬОГО ВИРОБНИЦТВА

Розроблено концепцію оптимізації та проєктний комплекс, який її реалізує шляхом вибору раціональних конструктивно-технологічних параметрів агрегатів ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів при різномірному навантаженні з урахуванням сучасного рівня виробництва. Концепція включає п'ять взаємозв'язаних складових: проєктування, технологію виробництва, експлуатацію, екологію і безпеку виробничої життєдіяльності. На прикладі технологічної складової проблеми проведено аналіз можливих критеріальних оцінок оптимізації. Проведено декомпозицію загальної задачі оптимізації конструктивно-технологічних параметрів композитних агрегатів ракетно-космічної техніки на ряд типових, що відповідають основним типам конструкцій розглянутого класу техніки: несучі відсіки ракет-носіїв та прецизійні конструкції космічних апаратів. Запропоновано комплексний підхід до оптимального проєктування несучих відсіків головного блоку ракет-носіїв різних конструктивно-силових схем. Відмінною рисою підходу є можливість багатofакторної оптимізації параметрів агрегатів розглянутого класу при забезпеченні регламентованої несучої спроможності при одночасному силовому і тепловому навантаженні з урахуванням технологічних, експлуатаційних, економічних і екологічних обмежень, відповідних сучасному рівню їхнього виробництва. Запропоновано концептуальний підхід до синтезу раціональних параметрів композитних каркасів панелей сонячних батарей різних конструктивно-силових схем, заснований на комплексній реалізації відомих принципів, реалізованих відповідними блоками, які інтегровані засобами комп'ютерних технологій у комплекс оптимізації. Синтезовано комплексний підхід до створення прецизійних конструкцій космічного призначення з полімерних композиційних матеріалів, що забезпечує можливість отримання раціональних терморозміростабільних структур композиту. Розроблено і реалізовано алгоритм визначення раціональної структури пакету композиту, що забезпечує компромісне поєднання відповідно до запропонованих критеріїв абсолютних величин коефіцієнта лінійного температурного розширення для максимальної прецизійності виробу. Отримані результати дозволили забезпечити підвищення більш ніж на 20 % масової ефективності створених на провідних підприємствах галузі композитних агрегатів ракетно-космічної техніки.

Ключові слова: синтез параметрів, оптимізація, оптимальне проєктування, полімерні композиційні матеріали, ракетно-космічна техніка, концепція, конструктивно-силові схеми, конструктивно-технологічні рішення.

Цитування: Кондратьєв А. В. Концепція оптимізації конструктивно-технологічних параметрів композитних агрегатів ракетно-космічної техніки з урахуванням особливостей їхнього виробництва. *Космічна наука і технологія*. 2020. 26, № 6 (127). С. 5–22. <https://doi.org/10.15407/knit2020.06.005>

ВСТУП

Світовий ринок космічних послуг має стійку тенденцію по присутності на ньому обмеженого числа держав, куди входить і Україна, що володіють науково-технічним потенціалом створювати і розвивати ракетно-космічні технології [35, 36].

Сучасна ракетно-космічна техніка має низку особливостей, які виділяють її в окремий клас техніки [2]. Вона унікальна, бо призначена для реалізації конкретної науково-технічної програми, що не має аналогів. При цьому виробництво агрегатів ракетно-космічної техніки носить дрібносерійний або одиничний характер. Вироби винятково складні як для проектування, так і у виробництві, мають високу вартість і повинні відповідати жорстким вимогам до надійності. Це ускладнює проведення аналізу якості виробу та його працездатності на стадії проектування, оскільки немає можливості порівнювати його з аналогами.

Підвищення ефективності ракетно-космічної техніки значною мірою визначається конструкційними матеріалами, що використовуються [27]. Пошук шляхів вирішення цієї проблеми привів до тенденції використання в конструкціях ракетно-космічної техніки полімерних композиційних матеріалів [17, 20]. Обсяг і рівень відповідальності композитних виробів ракетно-космічної техніки постійно збільшується. Так в роботах [3, 12] відзначається, що частка застосування полімерних композиційних матеріалів у космічних апаратах становить 15...20 %, а в ракетах-носіях — 30...90 %.

АНАЛІЗ ЛІТЕРАТУРНИХ ДАНИХ І ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Проектування таких складних технічних систем, як композитні конструкції ракетно-космічної техніки, є складною багатоаспектною проблемою. Ця проблема пов'язана з тим, що полімерні композиційні матеріали створюються у процесі виготовлення виробу [31]. У свою чергу технологія виробництва цих виробів значною мірою пов'язана з іншими найважливішими складовими цієї комплексної проблеми. До цих складових належать економічна, екологічна, що вклю-

чає і безпеку виробничої життєдіяльності експлуатації виробу (рис. 1) [4, 16].

Тому проектний комплекс створення об'єктів даного класу техніки виростає у багатокритеріальну проблему, в якій повинні синтезуватися знання і результати досліджень багатьох фахівців вузького профілю [11].

Традиційно проблемні питання проектування виробів ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів є предметом технічної підготовки виробництва, а саме — конструкторської підготовки [3, 26]. Уперше проблему технічної підготовки виробництва композитних конструкцій літальних апаратів у двох її основних аспектах було сформульоване і значною мірою розв'язано у роботах співробітників Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» [6].

Технологічний аспект цієї проблеми був істотно розвинутий і розширений в роботах В. Ф. Забашти, узагальнених в його монографії [13]. Проблемі вибору раціональних конструктивно-технологічних рішень з'єднань композитних конструкцій літальних апаратів присвячено у праці Я. С. Карпова [14]. Проблема екологічної безпеки і безпеки виробничої життєдіяльності у процесах реалізації технології створення виробів аерокосмічної техніки з полімерних композиційних матеріалів досліджувалось у ряді робіт О. В. Гайдачука, узагальнених у докторській дисертації [5]. Розв'язанню проблеми підвищення ефективності створюваної в Україні ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів шляхом розробки, вдосконалення і впровадження наукових основ технології виробництва її агрегатів регламентованої якості присвячено ряд робіт В. О. Коваленко [15].

Як показано в роботах [4, 7] обговорювана проблема включає п'ять взаємопов'язаних складових: проектування, технологія виробництва, економіка, експлуатація, екологія і безпека виробничої життєдіяльності (рис. 1). З них найменш глибоко досліджено питання економіки і експлуатації композитних виробів аерокосмічної техніки. У цьому плані слід назвати роботу [10], у якій знайшли певне відображення аспек-



Рис. 1. Комплексна проблема створення ефективної ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів

ти економічної ефективності технології виробництва композитних конструкцій.

Що ж до експлуатабельності композитних конструкцій, то вирішенню цієї складової проблеми присвячено мало робіт, які освітлюють тільки її окремі аспекти [9]. Ще менше висвітлені досить важливі аспекти останнього етапу експлуатації літальних апаратів — утилізації [25].

Проте завершених комплексних досліджень, що об'єднують в науковому плані (теоретичному, експериментальному і організаційно-методологічному) єдиним концептуальним підходом усі складові обговорюваної проблеми до теперішнього часу немає. Мабуть, це пов'язано з двома головними причинами. Однією з них є необхідність для такого вирішення досить великого обсягу даних, які, судячи із згаданих вище джерел, поступово накопичуються. Другою причиною є прогнозована цими джерелами значна масштабність концепції оптимізації проектних параметрів в цій багатокритеріальній проблемі реалізації проектів створення конструкцій ра-

кетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів, яка стає можливою тільки при сучасному рівні розвитку інформаційних комп'ютерних технологій і перспективних темпах їхнього росту.

ОСНОВНА ЧАСТИНА

Проведений цілеспрямований аналіз результатів, що містяться в цитованих вище дослідженнях і ряді інших джерел, дозволив накреслити контури концепції оптимізації конструктивно-технологічних параметрів виробів ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів. Її укрупнена блок-схема представлена на рис. 2.

Сутність концепції, що пропонується, полягає у:

- інтегрованій комп'ютеризації всього життєвого циклу проектуваного об'єкта, що включає одночасне вирішення завдань проектування, технології виробництва, експлуатації, екології та безпеки виробничої життєдіяльності;

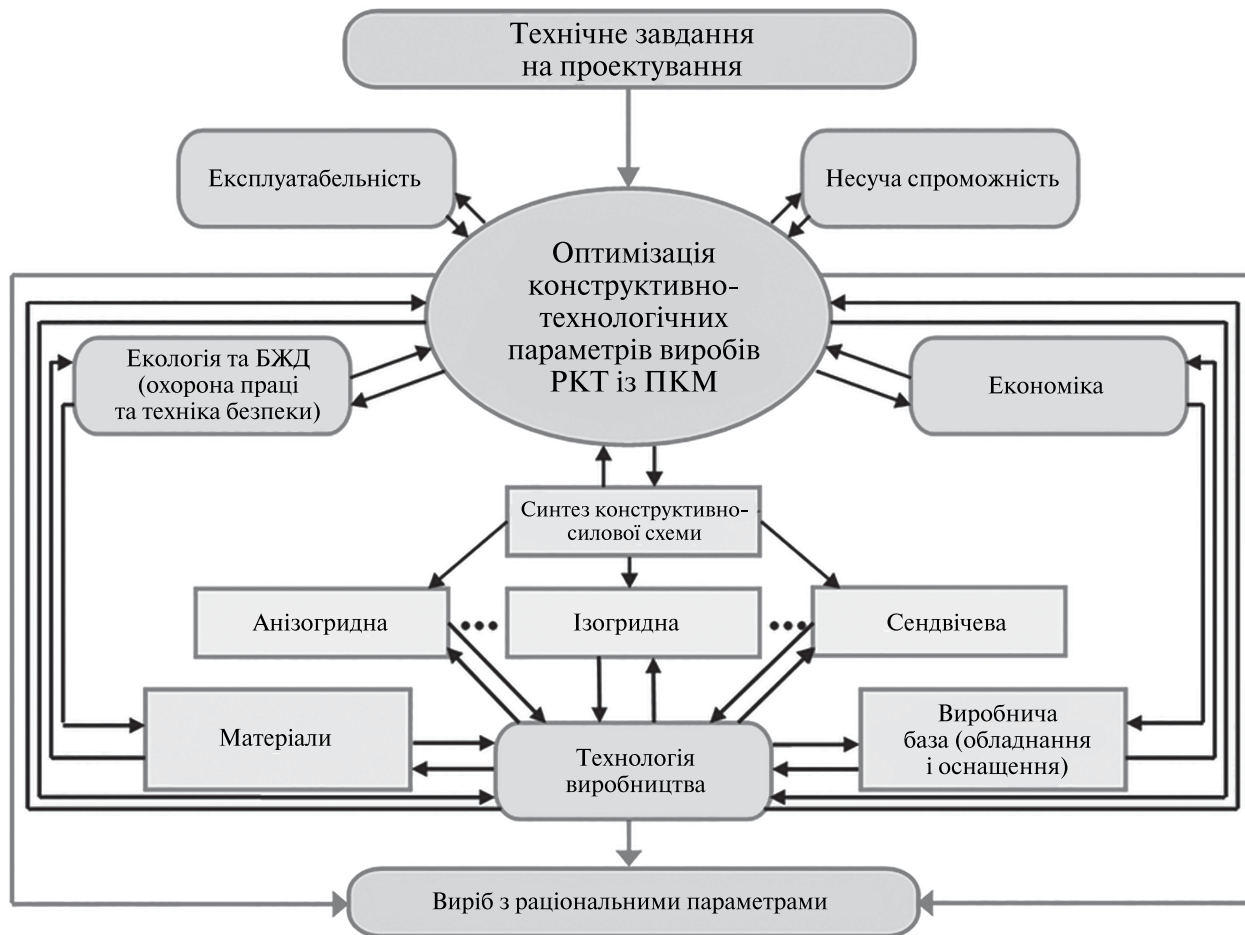


Рис. 2. Укрупнена блок-схема концепції оптимізації конструктивно-технологічних параметрів виробів ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів

- науково обґрунтованому прогнозуванні максимального підвищення ефективності агрегатів ракетно-космічної техніки з урахуванням сучасного рівня їхнього виробництва;

- розкритті супутніх наявному рівню виробництва агрегатів ракетно-космічної техніки типових дефектів і встановленні їхньої потенційної небезпеки для штатного функціонування виробів у експлуатації.

Блок-схема включає усі п'ять складових оптимізації проектних параметрів виробів ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів. Кожна з них містить ряд взаємозв'язаних груп чинників різного рівня, для кожного з яких має місце один або декілька критеріїв, що

визначають оптимальне значення чинників цієї групи.

Так, наприклад, з процесами, що характеризують технологію виробництва агрегатів ракетно-космічної техніки, пов'язаний ряд чинників різного рівня (рис. 3) [18].

Досить повну їхню класифікацію наведено в роботі [13]. На сьогодні розроблено ряд класифікацій типових технологічних процесів виробництва композитних виробів, проведені численні дослідження їхньої ефективності. На наш погляд, якнайповнішу класифікацію типових технологічних процесів запропоновано і обґрунтовано в роботі [1]; вона отримала подальший розвиток в ряді робіт [9, 18].



Рис. 3. Приклад груп чинників різного рівня для технологічної складової запропонованої концепції оптимізації

Відповідно до неї з технологією пов'язано дві групи чинників різного рівня. Так, перша група чинників «Підготовчі технологічні процеси» включає в себе:

I рівень — чинники, що визначають якість процесів (операцій) підготовки армувальних матеріалів як етапу реалізації технології виготовлення виробу з полімерних композиційних матеріалів на підготовчій стадії; чинники, що визначають якість процесів (операцій) підготовки сполучного як етапу реалізації технології і виготовлення виробу з полімерних композиційних матеріалів також на підготовчій стадії; чинники (операції) підготовки оснащення тієї ж підготовчої стадії виробництва виробу;

II рівень — чинники, що визначають якість конкретного процесу (операції) з групи процесів (операцій), що є чинниками I рівня підготовчої стадії.

Кількість чинників I рівня визначено першою групою «Підготовчі технологічні процеси»: X_i^{prep1}

($i = 1, 2, 3$) — чинники I рівня першої групи. Наприклад, для першої групи чинників «Підготовчі технологічні процеси» X_1^{prep1} — підготовка армувального матеріалу, X_2^{prep1} — підготовка сполучного, X_3^{prep1} — підготовка оснащення.

X_j^{prep2} ($j = 1, 2, \dots, k$) — чинники II рівня першої групи. Кількість чинників II рівня k визначається видом полімерних композиційних матеріалів (склопластик, вуглепластик, органічний пластик, гібридний композиційний матеріал або іншого виду і так далі), а також специфікою виробництва. Наприклад, X_1^{prep2} — підготовка армувального матеріалу розшліхтуванням, X_5^{prep2} — підготовка сполучного дозуванням, X_9^{prep2} — підготовка оснащення зачисткою і тому подібне.

Тут особою, що приймає рішення, є фахівець або керівник технологічної служби відповідного рівня.

При необхідності для першої групи чинників «Підготовчі технологічні процеси» може вводитися III рівень оптимізації: чинники, що визна-

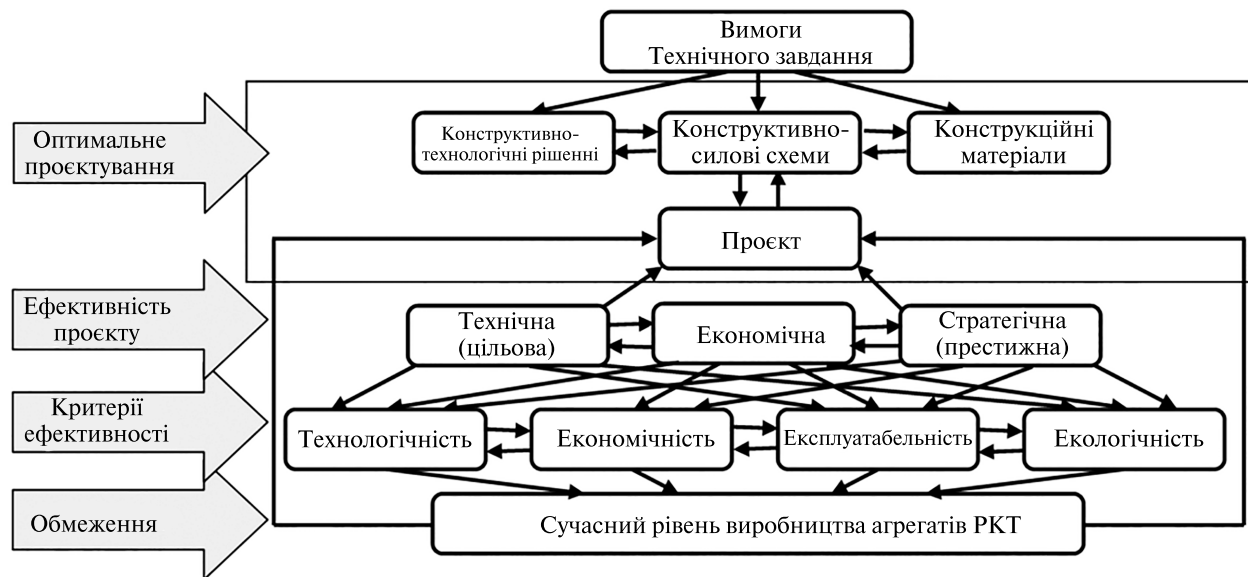


Рис. 4. Проектний комплекс реалізації оптимізації конструктивно-технологічних параметрів композитних виробів ракетно-космічної техніки

чають якість конкретної операції з групи процесів операцій, що є чинниками II рівня підготовчої стадії. Кількість чинників III рівня, якщо його введено, визначається аналогічно.

Аналогічно вводяться чинники для другої групи чинників «Основні технологічні процеси» X_i^{bas1} , X_j^{bas2} , X_r^{bas3} .

Критерії оптимальності різних груп чинників цієї групи і різних їхніх рівнів можуть бути різними і частково або повністю збігатися. Зокрема до таких критеріїв можна віднести: трудомісткість процесу або операції; собівартість процесу (операції), тривалість, енергоємність, екологічність (включаючи безпеку виробничої життєдіяльності процесу або операції), технологічність операції або процесу і так далі).

З метою максимального підвищення ефективності агрегатів ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів з урахуванням наявного рівня їхнього виробництва був розроблений проектний комплекс реалізації запропонованої концепції (рис. 4).

Початковим документом на проєктування виробу є Технічне завдання на створення агрегату, складене його замовником спільно з розробником. При складанні цього документу його авто-

рами чітко формулюються мета і завдання, що вирішуються цим проєктом у глобальному аспекті (рис. 5).

Дані з Технічного завдання поступають безпосередньо в проектний комплекс реалізації оптимізації конструктивно-технологічних параметрів, де вирішується задача обґрунтованого (з урахуванням вказаного критерію ефективності) вибору матеріалів для конструкцій ракетно-космічної техніки і взаємозв'язані з ними завдання синтезу конструктивно-силових схем агрегатів і конструктивно-технологічних рішень вузлів, деталей і з'єднань з урахуванням обмежень наявного рівня їхнього виробництва.

Як зазначалося вище, відмінною рисою запропонованої концепції є використання сучасних потужних інтегрованих програмних комплексів. Тому розкриття закономірностей роботи конструкції при виборі її конструктивно-силової схеми і визначення її раціональних параметрів проводиться як на основі наявних аналітичних моделей, так і за допомогою числових (дискретних) методів. В даний час особливо широко застосовується метод скінченних елементів. Висока точність і повнота картин напружено-деформованих станів, що отримуються при цьому,

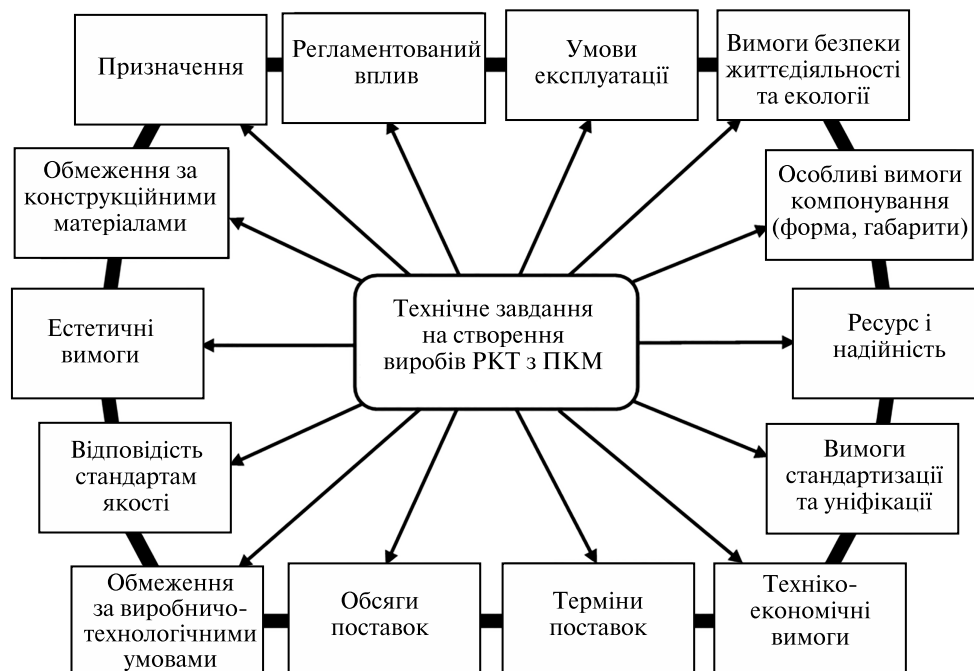


Рис. 5. Основні складові Технічного завдання на створення виробів ракетно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів

допомагають ретельно проаналізувати особливості роботи основних елементів конструктивно-силової схеми і виявити потенційно небезпечні зони [34].

Як критерій оцінювання різних варіантів проекту конструкції пропонується вибраний відповідно до технічного завдання показник ефективності агрегату ракетно-космічної техніки. Інші показники ефективності приймаються як обмеження, що накладаються на рішення оптимізаційної задачі. Облік додаткових функціональних обмежень у проектному комплексі оптимізації параметрів композитних виробів зводиться до забезпечення конструктивно-технологічної здійснимості проекту в умовах наявного рівня виробництва агрегатів цього класу.

Зважаючи на велику різноманітність агрегатів ракетно-космічної техніки і вимог, що висувуються до них, безпосереднє застосування розробленого проектного комплексу оптимізації нецільно. Це викликано тим, що його програмна реалізація в цьому випадку буде значно ускладненою. Тому потрібна декомпозиція загального

завдання оптимального проектування об'єктів ракетно-космічної техніки на ряд типових, що відповідають конкретному класу конструкцій.

Увесь комплекс проведених досліджень та їхніх основних результатів представлено у вигляді аналізу типових вітчизняних об'єктів ракетно-космічної техніки, реалізованих на ряді підприємств аерокосмічного профілю України (рис. 6) [8]:

- несучі відсіки ракет-носіїв — головні обтічники, адаптери, міжступеневі відсіки;
- прецизійні конструкції космічних апаратів — панелі сонячних батарей, розміростабільні платформи, корпуси супутників.

На рис. 7 представлено принципову блок-схему комплексного підходу інтегрального проектування несучих відсіків головного блоку ракети-носія, що реалізується в рамках запропонованої концепції оптимізації.

Відмінною рисою підходу є можливість структурно-параметричного синтезу раціональних конструкцій даного класу техніки при забезпеченні регламентованої несучої спроможності при одночасному силовому і тепловому наван-

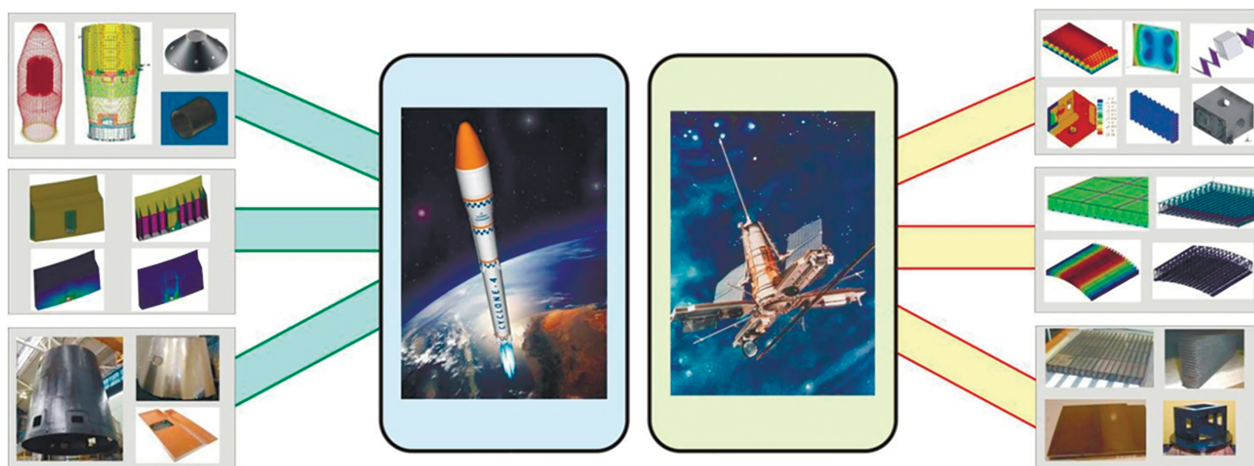


Рис. 6. Типові агрегати ракетно-космічної техніки, на оптимальне проектування яких спрямовано комплекс досліджень

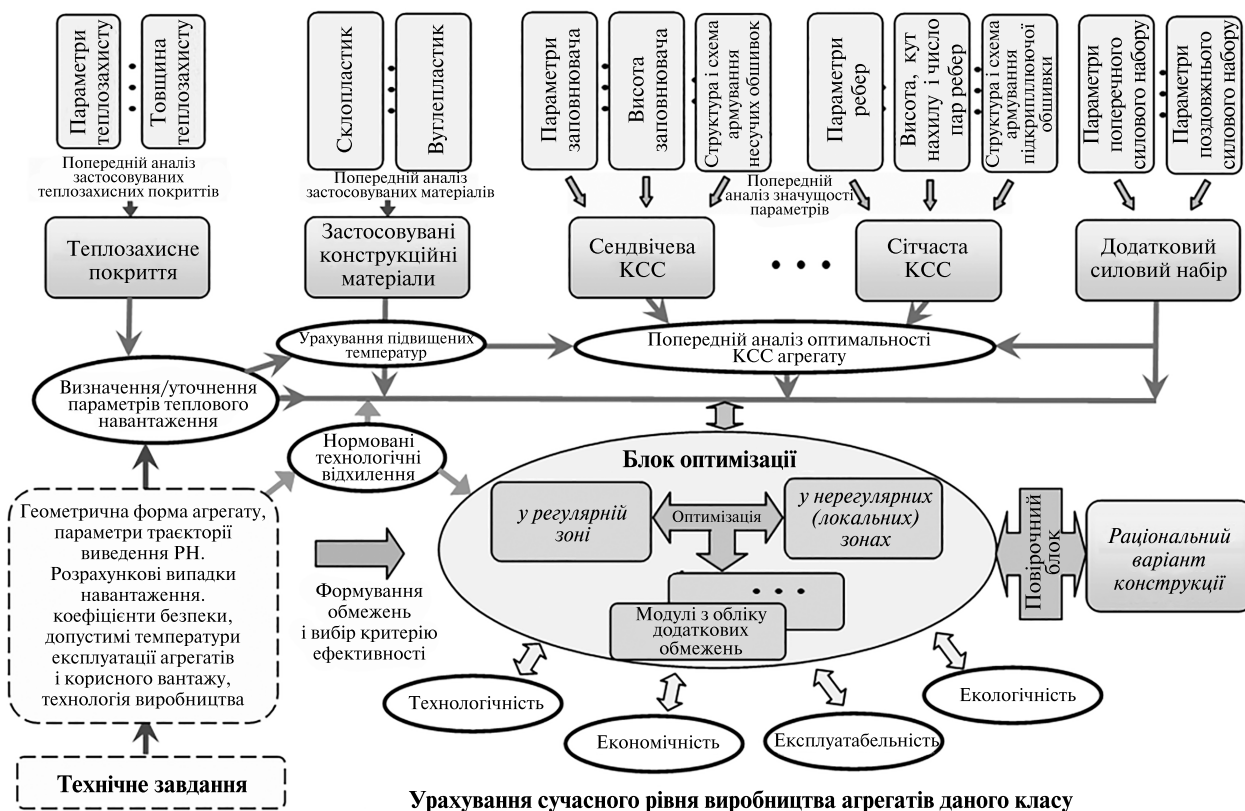


Рис. 7. Блок-схема комплексного підходу до оптимального проектування несучих відсіків ракет-носіїв при одночасному тепловому і силовому навантаженні з урахуванням наявного рівня їхнього виробництва

таженні з урахуванням технологічних, експлуатаційних, економічних і екологічних обмежень, що відповідають сучасному рівню їхнього виробництва [8, 23, 33]. Варійовані параметри даного класу конструкцій відрізняються для різних конструктивно-силових схем. Так, у конструкцій, які мають багатошарові несучі обшивки, до варійованих параметрів належать товщина і кути армування моношарів, що утворюють ці обшивки. Для сендвічевих агрегатів, окрім параметрів несучих обшивок, найважливішою конструктивною змінною є висота заповнювача. Для додаткового зниження маси стільникових конструкцій можуть варіюватися параметри стільникового заповнювача [30]. Нарешті, для сітчастих (ізогريدних, анізогريدних) конструкцій варійовані параметри — висота, ширина, кути нахилу і число ребер [38]. Для агрегатів на основі інтегральних стрингерних панелей — число ребер (чи крок їхнього розташування), а також параметри, що визначають розміри поперечного перерізу і структуру ребер.

До числа змінних проектування можуть відноситися і тип конструктивно-силової схеми, а також вид конструкційного матеріалу. Проте організація оптимізації з такими варійованими параметрами дуже складна. Проте, як вказується у ряді робіт, наприклад [22, 24], набагато ефективніше провести серію оптимізаційних розрахунків з фіксованими значеннями цих параметрів і вибрати найкращий з отриманих результатів. Для скорочення просторів пошуку шляхом мінімізації числа варійованих параметрів або поділу їхньої оптимізації на етапи у запропонованій блок-схемі передбачено можливість попереднього аналізу значущості параметрів кожної конструктивно-силової схеми. Нарівні зі зменшенням розмірності простору пошуку можна також проводити аналіз ефективності армування несучих обшивок за рахунок можливості зменшення числа типів різних моношарів. Подібний підхід викладено, наприклад, в роботі [29], де наведено приклади числового вирішення задач оптимізації для однорідних і неоднорідних за товщиною композитних оболонок.

У рамках запропонованого підходу до змінних проектування можуть також належати параме-

три додаткового силового набору, коли разом з основною конструктивно-силовою схемою є невелика кількість потужних подовжніх і (чи) поперечних елементів [23, 29, 30]. У багатьох випадках характеристики додаткового силового набору задаються заздалегідь і не можуть бути змінені на етапі вибору параметрів несучих відсіків. Проте можливість вирішення задачі їхнього одночасного оптимального проектування дозволяє істотно підвищити ефективність агрегатів даного класу.

У рамках запропонованого підходу передбачена можливість оцінки впливу на раціональні параметри агрегату характерних для його виробництва технологічних відхилень в межах регламентованих допусків на них, визначених Технічним завданням. Система нормування полів допусків на можливі відхилення конструкцій даного класу, що виникають у процесі виробництва, а також конкретний алгоритм обліку їхнього впливу надходять у блок попереднього аналізу оптимальності конструктивно-силових схем і безпосередньо в оптимізаційний блок [23, 29, 30, 33].

Як вже відзначалося вище, раціоналізація постановки задачі оптимального проектування при інтенсивному тепловому навантаженні несучих відсіків головного блоку ракети-носія, особливо головних обтічників, передбачає необхідність одночасної оптимізації параметрів їхніх конструктивно-силових схем і теплозахисного покриття. За варійовані параметри у рамках запропонованого підходу використовуються товщина теплозахисного покриття в різних зонах конструкції, а також його параметри.

Температурний вплив на агрегати даного класу викликає у конструкційних матеріалах також нелінійні фізико-хімічні явища, які часто призводять до зниження фізико-механічних характеристик полімерних композиційних матеріалів. Оцінювання такого впливу у рамках запропонованого підходу здійснюється у відповідному блоці на основі відомих методик [21].

Усі змінні проектування поетапно поступають в оптимізаційний блок, де вирішується задача вибору раціонального співвідношення необхідної товщини теплозахисту, конструктивних параметрів конструктивно-силової схеми і додаткового

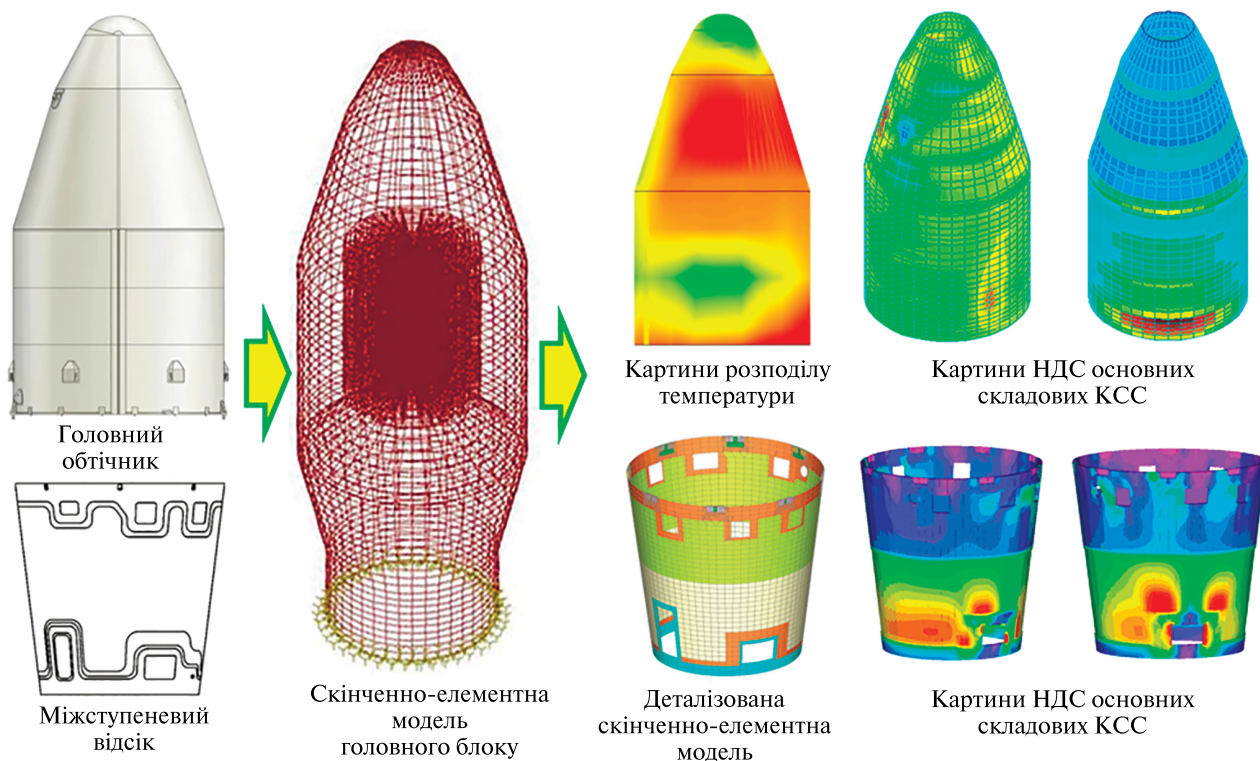


Рис. 8. Несучі композитні відсіки ракети-носія «Циклон-4», стосовно до яких було реалізовано запропонований комплексний підхід до оптимального проектування

силового набору при одночасному забезпеченні допустимих діапазонів температур зовнішньої і внутрішньої поверхонь даного агрегату, несучої спроможності його раціонального варіанту в усіх критичних зонах з урахуванням погіршень фізико-механічних характеристик конструкційних матеріалів від теплової дії та виконанні додаткових функціональних обмежень, пов'язаних з технологічними, економічними, екологічними та іншими чинниками [23, 29, 30, 33].

Після визначення раціональних параметрів конструкції отримані дані поступають у повірочний блок оптимізації, де можуть провадитися всілякі розрахунки. Необхідність наявності цього блоку є обов'язковою умовою і викликана тим фактом, що технічно неможливо реалізувати оптимізацію параметрів об'єкту, представленого в усіх тонкощах його параметрів.

На прикладі несучих відсіків головного блоку вітчизняної ракети-носія «Циклон-4» розробки державного підприємства «Конструкторське

бюро «Південне» показано реалізацію запропонованого підходу до синтезу їхніх раціональних конструктивно-технологічних параметрів (рис. 8) [8, 23, 29, 30, 33].

Реалізація запропонованого підходу при мінімізації маси сендвічевої конструктивно-силової схеми головного обтічника ракети-носія «Циклон-4» при одночасному тепловому та силовому навантаженні дозволила визначити раціональне співвідношення товщини теплозахисту, несучих обшивок, висоти стільникового заповнювача і параметрів його чарунки в кожному з відсіків. Так, результатом першого етапу оптимізації параметрів головного обтічника стало зменшення його маси порівняно з базовим варіантом на 16 % (53.3 кг), а заключного — додаткове зменшення маси обтічника порівняно з варіантом, в якому стільники мали чарунку правильної шестигранної форми, — на 5.6 % (15.7 кг), а порівняно з базовим варіантом — на 21 % (69 кг) [8, 23, 29, 30, 33].



Рис. 9. Комплексна реалізація принципів концептуального підходу до синтезу раціональних параметрів панелей сонячних батарей космічного призначення

На рис. 9 показана комплексна реалізація в рамках запропонованої концепції оптимізації принципів концептуального підходу до синтезу раціональних параметрів панелей сонячних батарей космічного призначення.

Запропонований підхід ґрунтується на комплексній реалізації відомих принципів, оснований на досвіді проектування і створення конструкцій даного класу [37]. Кожен з поданих принципів реалізовано відповідними блоками, інтегрованими за допомогою засобів комп'ютерних технологій у комплекс оптимізації конструктивно-технологічних параметрів панелей сонячних батарей космічного призначення, який включає цільову функцію, що виражає поверхневу масу панелей залежно від варійованих і незмінних у процесі оптимізації параметрів (рис. 10).

Варійованими параметрами залежно від типу конструктивно-силової схеми можуть бути тов-

щина і схеми армування несучих обшивок, розміри поперечного перерізу і структура ребер, параметри заповнювачів тощо. Для вибору раціональної конструктивно-силової схеми, як і при розгляді несучих відсіків, використовується поліваріантна модель оптимізації [8, 22, 24]. Тобто, проводиться серія оптимізаційних розрахунків для фіксованих конструктивно-силових схем і вибирається найкращий з отриманих результатів.

При цьому не варійованими параметрами є: характер, вид і величина зовнішніх дій; геометричні розміри (габарити) панелі сонячної батареї і координати вузлів кріплення; поверхнева маса фотоперетворювачів; вживані матеріали та їхні фізико-механічні характеристики.

Реалізація з урахуванням викладених вище принципів запропонованого комплексу оптимізації панелей сонячних батарей космічного призначення у процесі їхнього проектування і

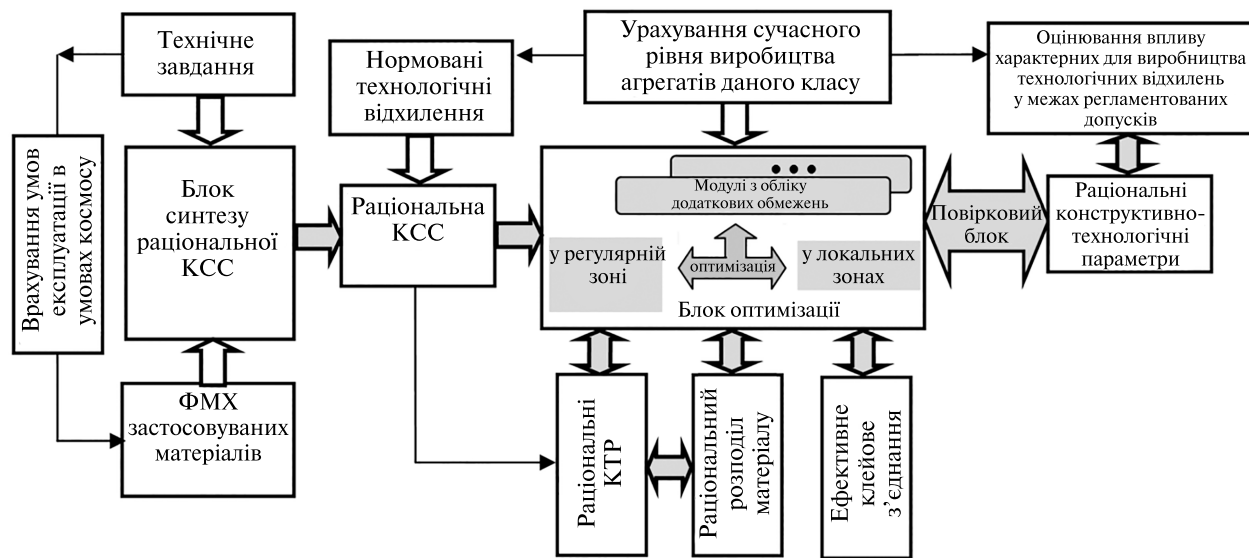


Рис. 10. Принципова блок-схема реалізації концептуального підходу до синтезу раціональних параметрів панелей сонячних батарей космічного призначення

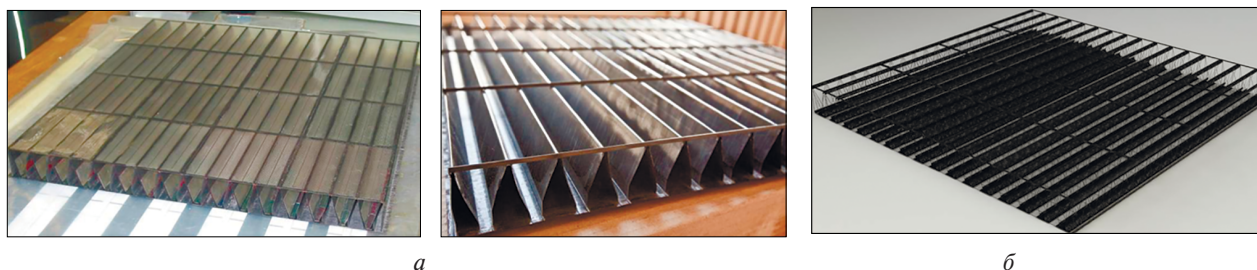


Рис. 11. Досліджувані конструктивно-силові схеми сегменту панелі концентраторної сонячної батареї для установки лінз Френеля: а — гофрована, б — фермова

виробництва дозволили синтезувати їхні раціональні параметри для різних конструктивно-силових схем з рівнем поверхневої маси, який відповідає світовим тенденціям (рис. 11) [32].

Для успішної реалізації міжнародних космічних програм із запуску в космос систем супутникового зв'язку і систем зондування потрібно створення прецизійних агрегатів нового покоління з підвищеними вимогами до їхньої якості, надійності і конкурентоспроможності. У усіх випадках основною вимогою, що визначає працездатність цього класу конструкцій, є збереження заданих розмірів і форми при дії різних чинників космічного простору, у першу чергу — температури.

Відомо, що основною умовою проектування оптимальних прецизійних конструкцій є визначення таких структурних параметрів композиту, які забезпечують рівність нулів тих або інших складових вектора деформацій при температурних навантаженнях. Це зводиться до задачі керування коефіцієнтом лінійного температурного розширення полімерних композиційних матеріалів [28, 32]. Відповідно до такого підходу розроблено і реалізовано алгоритм визначення раціональної структури пакету композиту, що забезпечує компромісне поєднання абсолютних величин коефіцієнта лінійного температурного розширення для максимальної прецизійності виробів космічного призначення (рис. 12).

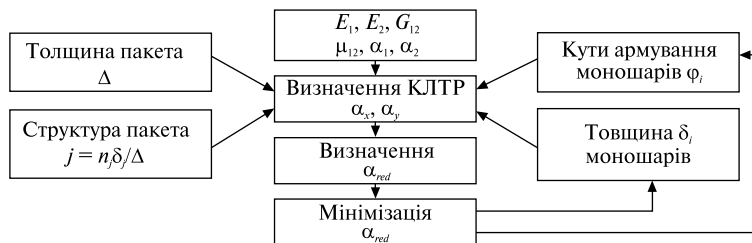


Рис. 12. Схема алгоритму визначення раціональної структури пакету, що забезпечує компромісне поєднання максимальної прецизійності

Результати оптимізації структури полімерного композиційного матеріалу за критеріями зведених коефіцієнтів лінійного температурного розширення ($K_{pr} = 0.5$)

Орієнтація групи шарів ϕ_j в структурі пакету	Початкова товщина групи шарів δ_j , мм та їхня відносна товщина	Раціональна товщина групи шарів δ_j , мм та їхня відносна товщина	
		за критерієм α_{red1}	за критерієм α_{red2}
0°	1.5 (0.167)	0.9 (0.1)	0.9 (0.1)
±45°	6 (0.666)	7.2 (0.8)	7.2 (0.8)
90°	1.5 (0.167)	0.9 (0.1)	0.9 (0.1)
$\alpha_x, 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	-1.4	-1.24	-1.24
$\alpha_y, 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	0.803	0.641	0.641
$\alpha_{red}, 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	1.140	0.984	0.938

За допомогою наближених критеріїв оптимізації структури полімерного композиційного матеріалу

$$\alpha_{red1} = \left| \alpha_x \left(K_{pr} + \left| \frac{\alpha_y}{\alpha_x} \right| (1 - K_{pr}) \right) \right| \rightarrow \min,$$

$$\alpha_{red2} = \left| \alpha_x \sqrt{K_{pr}^2 + \left(\frac{\alpha_y}{\alpha_x} \right)^2} (1 - K_{pr}) \right| \rightarrow \min,$$

де α_x, α_y — коефіцієнти лінійного температурного розширення структури полімерного композиційного матеріалу у матеріальній системі координат, K_{pr} — коефіцієнти пріоритетності, що визначаються умовами експлуатації конструкції ($0 \leq K_{pr} \leq 1$), синтезовано раціональні терморозміростабільні структури вуглепластику (таблиця).

Наведений приклад показав, що обидва критерії призводять як до однакової раціональної товщини груп шарів, так і до близьких значень α_{red1} і α_{red2} , що відрізняються на величину, яка не перевищує похибку проведених обчислень. Це свідчить про практичну рівнозначність цих критеріїв.

ВИСНОВКИ

1. Розроблено концепцію оптимізації конструктивно-технологічних параметрів композитних виробів ракетно-космічної техніки, яка включає п'ять взаємозв'язаних складових: проектування, технологію виробництва, експлуатацію, екологію і безпеку виробничої життєдіяльності. На прикладі технологічної складової проблеми проведено аналіз можливих критеріальних оцінок.

2. Синтезовано проектний комплекс реалізації концепції оптимізації конструктивно-технологічних параметрів композитних виробів ракетно-космічної техніки, що дозволяє вирішити завдання обґрунтованого (з урахуванням вибраного критерію ефективності) вибору конструкційних матеріалів і взаємозв'язаних з ним завдання синтезу конструктивно-силової схеми агрегатів і конструктивно-технологічних рішень вузлів, деталей і з'єднань з урахуванням обмежень наявного рівня їхнього виробництва.

3. Запропоновано комплексний підхід до оптимального проектування несучих відсіків

головного блоку ракети-носія різних конструктивно-силових схем. Відмінною рисою підходу є можливість багатофакторної оптимізації параметрів агрегатів даного класу при забезпеченні регламентованої несучої спроможності при одночасному силовому і тепловому навантаженні з урахуванням технологічних, експлуатаційних, економічних і екологічних обмежень, що відповідають наявному рівню їхнього виробництва, що несуть.

4. Запропоновано концептуальний підхід до синтезу раціональних параметрів композитних каркасів панелей сонячних батарей різних конструктивно-силових схем, оснований на комплексній реалізації принципів, реалізованих

відповідними блоками, інтегровані засобами комп'ютерних технологій у комплекс оптимізації конструктивно-технологічних параметрів панелей сонячних батарей.

5. Розроблено і реалізовано алгоритм визначення раціональної структури пакету полімерного композиційного матеріалу, що забезпечує компромісне поєднання відповідно до запропонованих критеріїв абсолютних величин коефіцієнта лінійного температурного розширення для максимальної прецизійності виробу. Наведено приклади синтезу раціональних терморозміростабільних структур вуглепластику, які свідчать про практичну рівноцінність запропонованих критеріїв.

ЛІТЕРАТУРА

1. Бичков С. А., Гайдачук О. В., Гайдачук В. Є. *Технологія виробництва літальних апаратів із композиційних матеріалів*. Київ: ІСДО, 1995. 376 с.
2. Близниченко В. В., Джур Є. О., Краснікова Р. Д. *Проектування і конструювання ракет-носіїв*. За ред. С. М. Конюхова. Дніпропетровськ: Вид-во ДНУ, 2007. 504 с.
3. Буланов И. М., Воробей В. В. *Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов*. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. 516 с.
4. Бычков С. А., Гайдачук В. Е. Основные проблемы создания изделий авиационной и ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов: аналитический обзор. *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. 1998. Вып. 13. С. 6—17.
5. Гайдачук А. В. *Научные основы безопасной технологии производства конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов*: дисс. ... д-ра техн. наук. Харьков, 2002. 386 с. (Машинопись).
6. Гайдачук А. В., Гайдачук В. Е., Карпов Я. С. Роль ХАИ в решении проблемы научного обеспечения внедрения композиционных материалов в авиационно-космическую технику: итоги и перспективы. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2005. № 7. С. 21—39.
7. Гайдачук В. Є., Гайдачук О. В., Карпов Я. С. Тридцять років наукової школи з проблеми створення виробів авіаційно-космічної техніки з полімерних композиційних матеріалів. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2010. № 2(69). С. 12—19.
8. Гайдачук А. В., Гайдачук В. Е., Кондратьев А. В., Коваленко В. А., Кириченко В. В., Потапов А. М. *Методология разработки эффективных конструктивно-технологических решений композитных агрегатов ракетно-космической техники*: монограф. в 2 т. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского ХАИ, 2016. Т. 2. Синтез параметров композитных агрегатов ракетно-космической техники при разнородном нагружении. 250 с.
9. Гайдачук В. Е., Коваленко В. А., Потапов А. В. Основные принципы и правила проектирования технологических процессов производства агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов. *Технологические системы*. 2013. № 2(63). С. 29—39.
10. Гайдачук А. В., Чесноков А. В. Концепция оптимизации конструкций из композиционных материалов с учетом экономической эффективности. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2012. № 9. С. 93—98.
11. Дегтярев А. В. *Ракетная техника. Проблемы и перспективы*. Избранные научно-технические публикации. 2014. 420 с.
12. Дегтярев А. В., Коваленко В. А., Потапов А. В. Применение композиционных материалов при создании перспективных образцов ракетной техники. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2012. № 2(89). С. 34—38.
13. Забашта В. Ф. *Техническая подготовка производства конструкций из композиционных материалов*: монограф. Київ: Техніка, 1993. 147 с.

14. Карпов Я. С. *Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов*: монограф. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2006. 359 с.
15. Коваленко В. А. *Научные основы технологии производства агрегатов ракетно-космической техники регламентированного качества из полимерных композиционных материалов*: дисс. ... д-ра техн. наук. Харьков, 2014. 414 с. (Машинопись).
16. Коваленко В. А., Московская Н. М., Сливинский В. И. Анализ и модификация математических моделей показателей качества и методов их определения применительно к изделиям ракетно-космической техники. *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. 2011. Вып. 4 (68). С. 7—22.
17. Кондратенко А. Н., Голубкова Т. А. Полимерные композиционные материалы в изделиях зарубежной ракетно-космической техники. (Обзор). *Конструкции из композиционных материалов*. 2009. № 2. С. 24—35.
18. Кондратьев А. В. Концепция оптимального проектирования изделий авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов. *Системні технології*. 2011. Вып. 4 (75). С. 28—34.
19. Лебедев И. К. *Эксплуатационная долговечность элементов авиаконструкций из композиционных материалов*: автореф. дисс. ... канд. техн. наук. Москва, 2011. 18 с.
20. Линник А. К., Красникова Р. Д., Липовский В. И., Баранов Е. Ю. *Композиты в конструкциях корпусов ракет-носителей. Системный анализ проблем и перспектив разработки и применения*: монограф. Днепр: ЛИРА, 2018. 260 с.
21. Михайлин Ю. А. *Конструкционные полимерные композиционные материалы*. СПб.: НОТ, 2008. 822 с.
22. Немировский Ю. В., Янковский А. П. *Рациональное проектирование армированных конструкций*: монограф. Новосибирск: Наука, 2002. 488 с.
23. Потапов А. М., Коваленко В. А., Кондратьев А. В., Гайдачук В. Е. Научное сопровождение разработки композитных несущих отсеков головного блока ракет-носителей. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2017. Вып. 2 (114). С. 112—120.
24. Смердов А. А. *Разработка методов проектирования композитных материалов и конструкций ракетно-космической техники*: дисс. ... д-ра техн. наук. Москва, 2007. 410 с.
25. Сухов В. В., Зайпулаев М. В. Общие принципы оценки технико-экономической эффективности технологических процессов разделки авиационных конструкций. *Технологические системы*. 2000. № 2. С. 73—77.
26. Тарасов В. А., Кашуба Л. А. *Теоретические основы технологии ракетостроения*. Москва: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2006. 352 с.
27. Vyckov A. S., Kondratiev A. V. Criterion-based assessment of performance improvement for aircraft structural parts with thermal spray coatings. *J. Superhard Materials*. 2019. **41**, No. 1. P. 53—59. <https://doi.org/10.3103/S1063457619010088>
28. Gaidachuk V. E., Kondratiev A. V., Chesnokov A. V. Changes in the thermal and dimensional stability of the structure of a polymer composite after carbonization. *Mechanics of Composite Materials*. 2017. **52**, No. 6. P. 799—806. <https://doi.org/10.1007/s11029-017-9631-6>
29. Kondratiev A. Improving the mass efficiency of a composite launch vehicle head fairing with a sandwich structure. *Eastern-European J. Enterprise Technologies*. 2019. **6**, No. 7 (102). P. 6—18. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.184551>
30. Kondratiev A., Gaidachuk V. Weight-based optimization of sandwich shelled composite structures with a honeycomb filler. *Eastern-European J. Enterprise Technologies*. 2019. **1**, No. 1 (97). P. 24—33. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.154928>
31. Kondratiev A. V., Gaidachuk V. E., Kharchenko M. E. Relationships between the ultimate strengths of polymer composites in static bending, compression, and tension. *Mechanics of Composite Materials*. 2019. **55**, No. 2. P. 259—266. <https://doi.org/10.1007/s11029-019-09808-x>
32. Kondratiev A., Gaidachuk V., Nabokina T., Tsaritsynskyi A. New possibilities in creating of effective composite size-stable honeycomb structures designed for space purposes. *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Adv. Intel. Syst. and Computing book ser. AISC 1113*. 2020. No. 5. P. 45—59. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_5
33. Kondratiev A. V., Kovalenko V. O. Optimization of design parameters of the main composite fairing of the launch vehicle under simultaneous force and thermal loading. *Space Science and Technology*. 2019. **25**, No. 4 (119). P. 3—21. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.003>
34. Mackerle J. Finite element analyses of sandwich structures: a bibliography (1980—2001). *Eng. Computations*. 2002. No. 19:2. P. 206—245. <https://doi.org/10.2514/2.991>
35. Malysheva N. R., Hurova A. M. Legal forms of public-private partnership for the space activity of Ukraine and its distinction from related forms of contractual cooperation. *Space Science and Technology*. 2019. **25**, No. 1. P. 73—84. <https://doi.org/10.15407/knit2019.01.073>
36. Milinevsky G., Yatskiv Y., Degtyaryov O., Syniavskiy I., Mishchenko M., Rosenbush V. New satellite project Aerosol-UA: Remote sensing of aerosols in the terrestrial atmosphere. *Acta Astronautica*. 2016. No. 123. P. 292—300. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.02.027>

37. Slyvyns'kyu V., Gajdachuk V., Gajdachuk A., Slyvyns'ka N. Weight optimization of honeycomb structures for space applications [Электронный ресурс]. 56th International Astronautical Congress 2005 – Japan, Fukuoka – IAC-05-C2.3.07. P. 1 – 10. – 1 электрон. опт. Диск
38. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F. Anisogrid composite lattice structures – Development and aerospace applications. *Composite Structures*. 2012. No. 94. P. 1117–1127.

Стаття надійшла до редакції 01.09.2020

REFERENCES

1. Bichkov S. A., Gajdachuk O. V., Gajdachuk V. E. (1995). *Manufacturing technology of aircraft from composite materials*. Kiïv, ISDO Publ. [In Ukrainian].
2. Blyznychenko V. V., Dzhur Ye. O., Krasnikova R. D. (2007). *Design and construction of rockets* (ed. red. S. M. Konyukhov). Dnipropetrovs'k, DNU Publ. [In Ukrainian].
3. Bulanov I. M., Vorobej V. V. (1998). *Technology of rocket and aerospace structures from composite materials*. Moscow: MGTU im. N. Je. Baumana Publ. [In Russian].
4. Bychkov S. A., Gajdachuk V. E. (1998). The main problems of creating products of aviation and rocket and space technology from polymer composite materials: an analytical review. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksii letatel'nykh apparatov*, **13**, 6–17. [In Russian].
5. Gajdachuk A. V. (2002). *Scientific basis of safe technology for the production of aircraft structures from polymer composite materials*: Diss. ... d-ra tekhn. nauk. Kharkiv [In Russian].
6. Gajdachuk A. V., Gajdachuk V. E., Karpov Ja. S. (2005). The role of KhAI in solving the problem of scientific support for the implementation of composite materials in aerospace technology: results and prospects. *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*, No. 7, 21–39. [In Russian].
7. Gaydachuk V. E., Gaydachuk O. V., Karpov Ya. S. (2010). Thirty years of scientific school on the problem of creation of aerospace engineering products from polymer composite materials. *Aviatsionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*, No. 2(69), 12–19 [In Ukrainian].
8. Gajdachuk A. V., Gajdachuk V. E., Kondratiev A. V., Kovalenko V. A., Kirichenko V. V., Potapov A. M. (2016). *Methodology for the development of effective structural and technological solutions for composite units of rocket and space technology*. Kharkiv, National Aerospace University Kharkiv Aviation Institute Publ. Vol. 2. [In Russian].
9. Gajdachuk V. E., Kovalenko V. A., Potapov A. V. (2013). Basic principles and rules for the design of technological processes for the production of rocket and space technology units from polymer composite materials. *Tehnologicheskie sistemy*, No. 2(63), 29–39 [In Russian].
10. Gajdachuk A. V., Chesnokov A. V. (2012). The concept of optimization of structures made of composite materials taking into account economic efficiency. *Aviatsionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*, No. 9, 93–98. [In Russian].
11. Degtjarev A. V. (2014). *Rocket technology. Problems and prospects. Selected scientific and technical publications*. Dnepropetrovsk, ART-PRESS Publ. [In Russian].
12. Degtjarev A. V., Kovalenko V. A., Potapov A. V. (2012). The use of composite materials to create promising rocket technology. *Aviatsionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*, No. 2(89), 34–38 [In Russian].
13. Zabashta V. F. (1993). *Technical preparation for the production of structures made of composite materials*. Kiïv, Tehnika Publ. [In Russian].
14. Karpov Ja. S. (2006). *Compounds of parts and assemblies made of composite materials*. Kharkiv, National Aerospace University Kharkiv Aviation Institute Publ. [In Russian].
15. Kovalenko V. A. (2014). *Scientific basis for the production technology of rocket and space technology units of regulated quality from polymer composite materials*: Diss. ... d-ra tekhn. nauk. Kharkiv. [In Russian].
16. Kovalenko V. A., Moskovskaja N. M., Slivinskij V. I. (2011). Analysis and modification of mathematical models of quality indicators and methods for their determination in relation to products of rocket and space technology. *Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruksii letatel'nykh apparatov*, **4**(68), 7–22 [In Russian].
17. Kondratenko A. N., Golubkova T. A. (2009). Polymer composite materials in products of foreign rocket and space technology (Review). *Konstrukcii iz kompozicionnykh materialov*, No. 2, 24–35 [In Russian].
18. Kondratiev A. V. (2011). The concept of optimal design of aerospace products from polymer composite materials. *Sistemni tehnologii*, **4** (75), 28–34 [In Russian].
19. Lebedev I. K. (2011). *The operational durability of aircraft components made of composite materials*: avtoref. diss. ... kand. tehn. nauk. Moscow [In Russian].
20. Linnik A. K., Krasnikova R. D., Lipovskij V. I., Baranov E. Ju. (2018). *Composites in the construction of the body of the launch vehicles. System analysis of problems and prospects of development and application* (ed. A. V. Degtjareva). Dnipro, LIRA Publ. [In Russian].

21. Mihajlin Ju. A. (2008). *Structural Polymer Composite Materials*. SPb.: NOT Publ. [In Russian].
22. Nemirovskij Ju. V., Jankovskij A. P. (2002). *Rational design of reinforced structures* (Ed. V. M Fomin). Novosibirsk, Nauka Publ. [In Russian].
23. Potapov A. M., Kovalenko V. A., Kondratiev A. V., Gajdachuk V. E. (2017). Scientific support for the development of composite load-bearing compartments of the head block of launch vehicles. *Kosmicheskaja tehnika. Raketnoe vooruzhenie*, 2(114), 112—120 [In Russian].
24. Smerdov A. A. (2007). *Development of design methods for composite materials and structures of rocket and space technology*: Diss. ... d-ra tekhn. nauk. Moscow [In Russian].
25. Suhov V. V., Zajpulaev M. V. (2000). General principles for assessing the technical and economic efficiency of technological processes for cutting aircraft structures. *Tehnologicheskie sistemy*, No. 2, 73—77 [In Russian].
26. Tarasov V. A., Kashuba L. A. (2006). *Theoretical Foundations of Rocket Technology*. Moscow: MGTU im. N. Je. Baumana Publ. [In Russian].
27. Bychkov A. S., Kondratiev A. V. (2019). Criterion-based assessment of performance improvement for aircraft structural parts with thermal spray coatings. *J. Superhard Materials*, 41, No. 1, 53—59. <https://doi.org/10.3103/S1063457619010088>
28. Gaidachuk V. E., Kondratiev A. V., Chesnokov A.V. (2017). Changes in the thermal and dimensional stability of the structure of a polymer composite after carbonization. *Mechanics of Composite Materials*, 52, No. 6, 799—806. <https://doi.org/10.1007/s11029-017-9631-6>
29. Kondratiev A. (2019). Improving the mass efficiency of a composite launch vehicle head fairing with a sandwich structure. *Eastern-European J. Enterprise Technologies*. 6, No. 7 (102), 6—18. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.184551>
30. Kondratiev A., Gaidachuk V. (2019). Weight-based optimization of sandwich shelled composite structures with a honeycomb filler. *Eastern-European J. Enterprise Technologies*. 1, No. 1 (97), 24—33. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.154928>
31. Kondratiev A. V., Gaidachuk V. E., Kharchenko M. E. (2019). Relationships between the ultimate strengths of polymer composites in static bending, compression, and tension. *Mechanics of Composite Materials*, 55, No. 2, 259—266. <https://doi.org/10.1007/s11029-019-09808-x>
32. Kondratiev A., Gaidachuk V., Nabokina T., Tsaritsynskiy A. (2020). New possibilities in creating of effective composite size-stable honeycomb structures designed for space purposes. *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Adv. Intel.Syst. and Computing book ser. AISC 1113*. No. 5, 45—59. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_5
33. Kondratiev A. V., Kovalenko V. O. (2019). Optimization of design parameters of the main composite fairing of the launch vehicle under simultaneous force and thermal loading. *Space Science and Technology*. 25, No. 4 (119), 3—21. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.003>
34. Mackerle J. (2002). Finite element analyses of sandwich structures: a bibliography (1980—2001). *Eng. Computations*, No. 19:2, 206—245. <https://doi.org/10.2514/2.991>
35. Malysheva N. R., Hurova A. M. (2019). Legal forms of public-private partnership for the space activity of Ukraine and its distinction from related forms of contractual cooperation. *Space Science and Technology*. 25, No. 1, 73—84. <https://doi.org/10.15407/knit2019.01.073>
36. Milinevsky G., Yatskiv Y., Degtyaryov O., Syniavskiy I., Mishchenko M., Rosenbush V. (2016). New satellite project Aerosol-UA: Remote sensing of aerosols in the terrestrial atmosphere. *Acta Astronautica*, No. 123, 292—300. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.02.027>
37. Slyvyn's'kyy V., Gajdachuk V., Gajdachuk A., Slyvyn's'ka N. (2005). Weight optimization of honeycomb structures for space applications. *56th Int. Astronautical Congress* (Japan, Fukuoka, 2005). IAC-05-C2.3.07.
38. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F. (2012). Anisogrid composite lattice structures. Development and aerospace applications. *Composite Structures*, No. 94, 1117—1127.

Received 01.09.2020

A. V. Kondratiev

Doctor of Technical Sciences, Full Professor, Head of Department of Construction Technology and Building Materials

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8101-1961>

E-mail: kondratyev_a_v@ukr.net, andrii.kondratiev@khame.edu.ua

O. M. Beketov National University of Urban Economy in Kharkiv

17 Marshal Bazhanov Street, Kharkiv, 61002, Ukraine

A CONCEPT OF OPTIMIZATION OF STRUCTURAL AND TECHNOLOGICAL PARAMETERS OF POLYMER COMPOSITE ROCKET UNITS CONSIDERING THE CHARACTER OF THEIR PRODUCTION

We present a concept of optimization of structural and technological parameters of rocket and space technology units from polymer composite materials under heterogeneous loading and a project complex for their rational selection, taking into account the current level of production. The concept includes five interconnected components: design, production technologies, operation, ecology, and safety of industrial life. The analysis of possible criteria-based optimization estimates is carried out on the example of the technological component of the problem. Decompositions of the general task of parameters' optimization were carried out into a number of types that correspond to the main types of structures of the considered class of technology: load-bearing compartments of launch vehicles and precision structures of spacecraft. An integrated approach to the optimal design of the bearing compartments of the head block of launch vehicles of various structural and power schemes is proposed. A distinctive feature of the approach is the possibility of multifactor optimization of the parameters for units of the class under consideration while providing regulated load-bearing capacity with simultaneous power and heat loading, taking into account technological, operational, economic, and environmental restrictions that correspond to the existing level of their production. A conceptual approach to the synthesis of rational parameters of composite frames of solar panels of various structural and power circuits is proposed, based on the integrated realization of well-known principles implemented by relevant units that are integrated by computer technology into a single optimization complex. An integrated approach has been synthesized to create precision space structures from polymer composite materials, which makes it possible to obtain rational thermo-dimensionally stable composite structures. An algorithm for determining the rational structure of a composite package has been developed and implemented, which provides a compromise combination for the absolute values of the coefficient of linear thermal expansion keeping maximum precision of the product in accordance with the proposed criteria.

The results obtained made it possible to provide an increase by more than 20 % in the mass efficiency of the composite aggregates of rocket and space technology produced at the leading enterprises of the industry.

Keywords: parameters synthesis, optimization, optimal design, polymer composite materials, rocketry, concept, load-bearing schemes, constructional-technological solutions.