

Державне підприємство «АНТОНОВ»  
Державний концерн «УКРОБОРОНПРОМ»  
Національний авіаційний університет  
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

**АНДРЕЄВ ОЛЕКСІЙ ВІКТОРОВИЧ**

УДК 629.735.33/621.763

ДИСЕРТАЦІЯ  
**НАУКОВІ ОСНОВИ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ СТВОРЕННЯ  
КОНСТРУКЦІЙ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ З ПОЛІМЕРНИХ  
КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ НА ЕТАПАХ  
ЖИТТЄВОГО ЦИКЛУ ВИРОБУ**

Спеціальність 05.07.02 - проектування, виробництво та випробування  
літальних апаратів

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук.

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело.

\_\_\_\_\_ О.В. Андрєєв

Науковий консультант: Бичков Сергій Андрійович,  
доктор технічних наук, професор

Київ – 2020

## АНОТАЦІЯ

**Андрєєв О.В. Наукові основи підвищення ефективності створення конструкцій транспортних літаків з полімерних композиційних матеріалів на етапах життєвого циклу виробу** – кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.07.02 - проектування, виробництво та випробування літальних апаратів. – Державне підприємство «АНТОНОВ», Національний авіаційний університет, Київ, 2020.

У дисертаційній роботі вирішена комплексна науково-технічна проблема підвищення ефективності виробництва конструкцій з полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) вітчизняних літаків транспортної категорії шляхом розробки наукових основ класифікації складових життєвого циклу виробу; синтезу алгоритму вибору раціональних технологічних процесів виготовлення деталей з ПКМ із використанням методології експертних оцінок; аналізу ефективності етапу технологічної підготовки виробництва з описом критеріїв раціонального вибору технологічного оснащення й визначенням впливу етапів підготовки виробництва на собівартість виробів; розробки проектного комплексу оптимізації конструктивно-технологічних параметрів конструкцій із ПКМ для виробів авіаційної техніки.

Теоретичні дослідження виконані на основі використання методів системного аналізу й математичної логіки, структурного аналізу, реалізований апарат теорії кваліфікації й кваліметрії, експертних оцінок, синтезу критеріальних оцінок ефективного вибору технологічних процесів з урахуванням часткових складових кожного критерію. Також використаний метод лінійного математичного програмування (симплекс-метод) для визначення оптимальної конструктивно-силової схеми конструкцій з полімерних композиційних матеріалів.

Проведено огляд і аналіз світових тенденцій розвитку й застосування полімерних композиційних матеріалів у виробі авіаційної техніки, як одного зі шляхів підвищення комплексної ефективності авіаційної техніки. Описано основ-

ні етапи розвитку й застосування ПКМ у конструкціях вітчизняних і закордонних транспортних літаків. Визначено першопричини й проблеми впровадження полімерних композитів в агрегатах літаків: складність вибору оптимальних конструктивно-силових схем, значні обсяги проектувальних розрахунків і розрахунків на міцність, висока вартість сировини, необхідність використання обладнання високої вартості, забезпечення довговічності й надійності в експлуатації, впливу шкідливих речовин на організм робочого персоналу. Сформульовано мету і задачі дослідження.

У рамках рішення комплексної проблеми підвищення ефективності виробництва композитних виробів для авіаційної техніки автором проведений аналіз сучасного стану технологій виробництва та сформульована загальна дворівнева класифікація технологічних процесів виробництва виробів із ПКМ, що враховує сучасні тенденції застосування нових матеріалів і технологій, які одержали активний розвиток останнім часом, такі як методи безавтоклавного формування та адитивні технології.

Уперше розроблений класифікатор етапів життєвого циклу виробів із ПКМ із ієрархічною класифікацією членування процесу створення композитних агрегатів по ряду ознак. Запропонований класифікатор містить сім груп ознак категорії життєвого циклу виробів: аналізу ефективності конструкцій із ПКМ; склад конструкцій з описом типів конструкцій і матеріалів що застосовуються; виробничу складову життєвого циклу в комплексі з описом основних типів технологічних процесів, обладнання й технологічного оснащення; випробування авіаконструкцій; експлуатація авіаконструкцій; утилізація авіаконструкцій із ПКМ. Запропонований класифікатор описує повний обсяг робіт по ефективному застосуванню виробів із ПКМ в агрегатах авіаційної техніки протягом життєвого циклу виробу.

Розроблено генеральну класифікаційну таблицю, що описує повний комплекс дослідницьких, технологічних, дослідно-конструкторських і виробничих робіт для створення найбільш ефективної конструкції відповідно до наявних обмежень на виробництві. Для більш точної оцінки обраного рішення по рівнях кла-

сифікаційної таблиці запропоновані часткові складові критеріїв, для оцінки обраного рішення.

Доведено, що якість конструкцій із ПКМ, що визначає ресурс і довговічність деталей визначається якістю формуютьоруючого оснащення. У зв'язку із цим описані групи вимог, що пред'являються до технологічного оснащення, на підставі яких розроблені рекомендації з вибору типу оснащення у залежності від виробничих факторів, матеріалів що застосовуються, обсягів виробництва й необхідної якості виробів. На прикладі майстер-моделі для оснащення носка закрилка центроплана з вуглепластика продемонстрована ефективність і коректність описаних критеріїв вибору матеріалу для технологічного оснащення. На рис. 3.7-3.10 показані величини відхилень геометричних параметрів майстер-моделі від математичної моделі, що дозволяє стверджувати, що при технологічній підготовці серійного виробництва необхідно забезпечувати високу якість усього оснащення, що виключає ручне доведення поверхонь деталей, що виготовляються. При цьому застосування полімерних матеріалів, незважаючи на їх високу вартість, також доцільне. Для агрегатів, що вимагають високої точності виготовлення, таких як: аеродинамічні моделі, поверхні агрегатів «нульової» (з допуском відхилень до  $\pm 0,5\text{мм}$ ) і «першої» (з допуском відхилень до  $\pm 1\text{мм}$ ) зон теоретичного контуру літака необхідно використовувати полімерні плити.

Доведено, що рівень технологічної підготовки виробництва й вибір критеріїв проектування впливає на собівартість кінцевого виробу. За результатами розгляду конкретних прикладів деталей літака Ан-178 зроблений аналіз недоліків, які були допущені при проектуванні виробів із ПКМ, що спричинило ускладнення технологічного оснащення, збільшення циклів підготовки виробництва і як наслідок зниження рівня якості деталей. Розроблено рекомендації з удосконалювання існуючих конструкцій, що дозволяє знизити трудомісткість виготовлення деталей, підвищити якість поверхні, скоротити цикли підготовки виробництва, уніфікувати номенклатуру застосовуваних матеріалів, і таким чином підвищити рівень технологічної досконалості виробів із ПКМ для літаків «Ан».

Сформовано основні складові раціонального проекту створення композитних агрегатів транспортних літаків. Розроблено укрупнену блок-схему концепції реалізації раціонального проекту створення виробів із ПКМ, що включає постановку завдання на проектування, виробничі, експлуатаційні, екологічні й економічні складові. Блок-схема містить ряд груп різного рівня, описаних у декомпозиції класифікатора життєвого циклу авіаконструкцій із ПКМ (рис. 2.7-2.12).

Розроблено проектний комплекс по оптимізації технологічних параметрів виробів із ПКМ. На етапі проектування, комплекс враховує оптимізацію вибору конструктивно-силової схеми агрегату, вибір конструктивно-технологічного рішення та матеріалів, що застосовуються і ряду критеріїв ефективності в існуючих умовах виробництва. Визначено, що найбільш ефективний результат оптимізації параметрів може бути отриманий через використання методу синтезу КСС по раціональному розподілу конструкційного матеріалу в поєднанні з порівняльними дослідженнями параметричної оптимізації.

Розроблено методику вибору раціональної конструктивно-силової схеми агрегатів із ПКМ, що реалізована шляхом вирішення задачі математичного програмування – симплекс-методом. Вихідними даними для цієї задачі є зовнішня геометрія агрегату, напрямки навантажень та їх величина.

Запропонований і описаний метод оптимізації конструктивно-технологічних параметрів конструкцій із ПКМ шляхом виявлення технологічних дефектів на ранньому етапі підготовчих операцій виробництва й при виготовленні виробів. Даний метод дозволяє уникнути ряду технологічних дефектів і не допустити браку деталей на завершальній стадії виготовлення, і таким чином підвищити ефективність виробництва й зменшити витрати.

Вперше встановлено ієрархічний порядок тривірневої системи виявлення дефектів структури ПКМ, що виникають в процесі підготовки і виробництва виробів з композиційних матеріалів. Проведено аналіз причин виникнення і типових видів дефектів суцільності ПКМ, що є першопричиною зниження експлуатаційної якості елементів композитних конструкцій та їх ресурсу. Запропоновано схему

виявлення трьох рівнів дефектів структури ПКМ прямими і посередніми методами контролю ступеня дефектності матеріалу.

Проведено аналіз технологічних дефектів і розроблені пропозиції по їх усуненню, попередженню та ремонту.

На підставі аналізу загальної технологічної собівартості визначена структура собівартості процесів виготовлення деталей із ПКМ. Проведено комплексну оцінку структурних складових технологічної собівартості, результатом чого став розподіл завдання на основні й допоміжні функціональні складові. Описано залежності технологічної собівартості виробів із ПКМ, а також запропоновані залежності для визначення основних складових технологічної собівартості.

Проаналізовано залежність впливу типів технологічних процесів на собівартість виробу. Описаний підхід до формування собівартості виробів із ПКМ, що дозволяє впливати на основні складові собівартості: вартість обладнання й оснащення, трудомісткість та інші.

Проведений аналіз методів, що застосовувалися раніше, геометричного ув'язування шарів армуючого наповнювача конструкцій із ПКМ, дозволив виділити й обґрунтувати основні переваги застосування інноваційних систем пошарового проектування виробів із ПКМ із описом необхідності їхнього впровадження й використання для підвищення вагової і економічної ефективності, ефективності на міцність при розробці конструкторської й технологічної документації на деталі із ПКМ для ПС ТК.

Проведено техніко-економічне обґрунтування необхідності й ефективності впровадження засобів автоматизації основних технологічних операцій, що є складовими технологічного процесу виробництва виробів із ПКМ у комплексі з впровадженням сучасного модуля для пошарового моделювання виробів із ПКМ.

Запропоновано залежності для визначення необхідної кількості лазерних проекторів і розкрійних машин залежно від програми випуску літаків і відповідно трудомісткості виробництва. Визначено, що окупність від впровадження комплексу обладнання для програми випуску 12 літаків/рік реалізується через 18 місяців (після випуску 17-го літака), а для програми випуску 24 літака/рік – через 11 міся-

ців (після випуску 21-го літака). Після цих періодів вищеописаний комплекс стане прибутковим для підприємства за рахунок економії матеріалів і зниження трудомісткості, знижуючи собівартість літака.

На практичному прикладі виготовлення кінцевої аеродинамічної поверхні крила з вуглепластика літаків Ан-158 і Ан-178, доведена ефективність застосування лазерних проєкційних систем, розкрійної машини в комплексі з модулем пошарового моделювання. Продемонстровано гарну збіжність прийнятих умов і допущень по зниженню трудомісткості й підвищенню коефіцієнту використання матеріалу.

Підтверджено, що важливим напрямком подальшого розвитку потенційних можливостей ПКМ на базі нових економічно ефективних і продуктивних технологій, є розробка й впровадження систем «преформа → БАМФ».

Наукова новизна отриманих результатів полягає в наступних положеннях:

у науково-методологічному аспекті вперше розроблений напрямок технологічного забезпечення й оптимізації вибору технологічних процесів виробництва й підвищення ефективності конструкцій із ПКМ для транспортних літаків, з урахуванням сучасних особливостей вітчизняного виробництва, що включають:

- комплексний аналіз, класифікацію й дослідження широкого спектра технологічних процесів для виготовлення деталей із ПКМ;
- наукове обґрунтування застосування технологічних процесів виготовлення деталей із ПКМ для різних умов виробництва;
- синтез наукових основ підготовки виробництва, які гармонізовані з алгоритмом вибору технологічних процесів;
- синтез залежностей для ефективного впровадження засобів автоматизації основних технологічних операцій процесу виготовлення виробів із ПКМ: розкрою заготовок і формоутворення в комплексі із сучасним програмним забезпеченням для пошарового моделювання конструкцій із ПКМ.

В експериментально-теоретичному й прикладному аспектах уперше розроблені математичні моделі й методи науково-технічного забезпечення створення

нових технологічних процесів, обладнання й оснащення для виробництва агрегатів вітчизняних цивільних літаків із ПКМ.

Практична значимість отриманих результатів полягає в тому, що вони дозволили:

- розробити й впровадити інтегральний класифікатор етапів життєвого циклу виробів, що враховує зв'язок технологічних процесів виробництва з матеріалами що застосовуються для оптимізації та раціонального вибору процесів виробництва;

- розробити алгоритм вибору процесів виробництва на підставі часткових складових етапів життєвого циклу виробів;

- розробити генеральну класифікаційну таблицю, що враховує теоретичні, технологічні та експериментальні етапи створення виробів із ПКМ із урахуванням принципів підходів по створенню технологічного оснащення й відпрацюванню технологічних процесів виробництва;

- обґрунтувати необхідність впровадження високотехнологічного обладнання для зниження обсягів ручної праці й підвищення якості композитних конструкцій з визначенням періодів окупності залежно від темпів виробництва авіаційної техніки;

- одержати результати, які можуть бути використані як керівні технічні матеріали для конструкторських відділів у процесі розробки й впровадження нових КТР деталей агрегатів конструкцій із ПКМ.

Ключові слова: вироби з полімерних композиційних матеріалів, ефективність, технологічний процес, технологія, оснащення, конструктивно-технологічне рішення, оптимізація, критерії оцінки, автоматизація.

Основні результати дисертації опубліковані в 20 статтях (1 без співавторства), з них 6 у збірниках і журналах, включених у перелік наукових спеціалізованих видань України, 13 статей у журналах України, включених у наукометричні бази, 1 стаття в міжнародному виданні, а також 7 публікаціях у матеріалах конференцій і тезах доповідей та 8-ми патентах.



## ANNOTATION

***Andriieiev O.V. The scientific basis for increasing the efficiency of creating composite parts for transport aircraft at stages of the lifecycle item. - Qualification scientific work as a manuscript.***

The dissertation for the degree of Doctor of Technical Sciences in the specialty 05.07.02 - design, manufacture and testing of aircraft. – ANTONOV Company», National Aviation University, Kyiv, 2020.

In the dissertation, a complex scientific and technical problem was solved to increase the efficiency of production of structures from polymer composite materials (PCM) of domestic aircraft of the transport category by developing the scientific basis for the classification of components of the product life cycle; synthesis of an algorithm for choosing rational technological processes for manufacturing parts from PCM using the methodology of expert estimates; analysis of the effectiveness of the stage of technological preparation of production with a description of the criteria for the rational choice of technological equipment and the determination of the impact of the stages of preparation of production on the cost of products; development of a design complex for optimizing the structural and technological parameters of PCM structures for aircraft products.

Theoretical studies were performed using the methods of system analysis and mathematical logic, structural analysis, the apparatus of the theory of qualification and qualimetry, expert estimates, and the synthesis of criteria-based estimates of the effective choice of technological processes taking into account the fractional components of each criterion were implemented. The method of linear mathematical programming (simplex method) was also used to determine the optimal structural-strength circuit of structures made of polymer composite materials.

A review and analysis of global trends in the development of polymer composite materials in aircraft products has been carried out, as one of the ways to increase the efficiency of aircraft. The main stages of the development and application of PCM in the designs of domestic and foreign transport aircraft are described.

The root causes and problems of the introduction of polymer composites in aircraft units are identified: the difficulty of choosing the optimal structural and power schemes, significant volumes of design and strength calculations, the high cost of raw materials, the need for expensive equipment, ensuring durability and reliability in operation, the effect of harmful substances on the working body staff. The purpose and objectives of the study are formulated.

As part of solving the complex problem of increasing the production efficiency of composite products for aircraft, the author analyzed the current state of production technologies and formulated a general two-level classification of technological processes for the production of PCM products, taking into account current trends in the use of new materials and technologies that have been actively developed recently, such as out of autoclave methods and additive technologies.

For the first time, a classifier has been developed for the stages of the life cycle of PCM products with a hierarchical classification of the division of the process of creating composite aggregates according to a number of signs. The proposed classifier contains seven groups of signs of the product life cycle category: analysis of the effectiveness of PCM structures; composition of structures with a description of the types of structures and materials used; the production component of the life cycle in conjunction with a description of the main types of technological processes, equipment and tools; tests of aircraft structures; operation of aircraft structures; disposal aircraft parts from PCM. The proposed classifier allows you to determine the sequence and scope of work to ensure the effective use of PCM products in aircraft components.

A general classification table has been developed that describes the full range of research, technological, experimental design and production work to create the most efficient design in accordance with existing production restrictions. For a more accurate assessment of the selected solution according to the levels of the classification table, the share components of the criteria are proposed for evaluating the selected solution.

It is proved that the quality of PCM constructions, which determines the resource and durability of parts, is determined by the quality of the tool. In this regard, groups of requirements for technological equipment are described on the basis of which

recommendations are developed for choosing the type of tool depending on production factors, materials used, production volumes and the required product quality. Using a practical example of a master model for tool of nose flap a center wing from carbon fiber, the efficiency and correctness of the described criteria for the selection of material for technological tool were demonstrated. In fig. 3.7-3.10 show the deviations of the geometrical parameters of the master model from the mathematical model, which allows us to state that during the technological preparation of mass production, it is necessary to ensure high quality of all tooling, excluding manual finishing of surfaces of manufactured parts. Moreover, the use of polymer materials, despite their high cost, is also advisable. For units requiring high precision manufacturing, such as: aerodynamic models, the surfaces of the units “zero” (with a tolerance of deviations of up to  $\pm 0.5$  mm) and “first” (with a tolerance of deviations of up to  $\pm 1$  mm) of the theoretical contour zones of the aircraft, polymer plates must be used.

It is proved that the level of technological preparation of production and the selection of design criteria have a significant impact on the cost of the final product. Based on the results of the consideration of specific examples of An-178 aircraft parts, an analysis was made of the shortcomings that were made when designing PCM products, which entailed the complication of technological tools, an increase in production preparation cycles and, as a result, a decrease in the quality level of the parts obtained. Recommendations have been developed to improve existing designs, which will reduce the complexity of manufacturing parts, improve surface quality, shorten production preparation cycles, unify the range of materials used, thereby increasing the level of technological excellence of PCM products for AN aircraft

The main components of a rational project for the creation of composite units of transport aircraft have been formed. An enlarged block diagram of a concept for the implementation of a rational project for creating PCM products has been developed, which includes setting the design task, operational, environmental, economic and production components. The flowchart contains a number of groups of different levels, described in the decomposition of the life classifier of composite aircraft parts (fig. 2.7-2.12).

A design complex has been developed to optimize the technological parameters of PCM products. At the design stage, the complex takes into account the optimization of the choice of the structural-power scheme of the unit, the choice of the structural and technological solution, the materials used and a number of performance criteria in the existing production conditions. It has been determined that the most effective result of parameter optimization can be obtained using the KSS synthesis method for the rational distribution of structural material in combination with comparative studies of parametric optimization.

A methodology has been developed for choosing a rational structural and power scheme of parts from PCM, which is implemented by solving the problem of mathematical programming - the simplex method. The initial data for this task are the external geometry of the unit, the direction of the loads and their magnitude.

A method for optimizing the structural and technological parameters of PCM structures by identifying technological defects at an early stage of preparatory production operations and in the manufacture of products is proposed and described.

This method avoids a number of technological defects and prevents the rejection of parts at the final stage of manufacture, thereby increasing production efficiency and reducing costs.

For the first time, a hierarchical order of a three-level system for detecting defects in the structure of PKM, arising in the process of preparation and production of products from composite materials. The analysis of the reasons of occurrence and typical types of defects of continuity of PKM which is the primary reason of decrease in operational quality of elements of composite designs and their resource is carried out. The scheme of detection of three levels of defects of structure of PKM by direct and indirect methods of control of degree of defect of material is offered.

The analysis of technological defects was carried out and proposals were developed for their elimination, anticipation and repair.

Based on the analysis of the total technological cost of products, the cost structure of the processes for manufacturing parts from PCM is determined. A comprehensive assessment of the structural components of the technological cost was made, the result

of which was the division of the desired task into main and auxiliary functional components. The dependences of the technological cost of PCM products are described, and dependencies are proposed for determining the main components of the technological cost.

The dependence of the influence of types of technological processes on the cost of the product is analyzed. The described approach to the formation of the cost of products from PCM, which allows you to influence the main components of the cost: the cost of equipment and tooling, labor, etc.

The analysis of previously used methods of geometric linking of layers of reinforcing filler of PCM structures allowed us to identify and substantiate the main advantages of using innovative systems for layer-by-layer design of PCM products with a description of the need for their implementation and use to increase weight, strength and economic efficiency in the development of design and technological documentation for parts from PCM to transport aircraft.

A feasibility study was carried out on the necessity and effectiveness of introducing automation tools for the main technological operations that make up the PCM products technological process in conjunction with the introduction of a modern module for layer-by-layer modeling of PCM products.

Dependencies are proposed for determining the required number of laser projectors and cutting machines, depending on the aircraft production program and, accordingly, the complexity of production. It was determined that the return on investment from a set of equipment for the program for producing 12 aircraft / year is implemented 18 months (after the production of the 17th aircraft), and for the program for 24 aircraft / year - 11 months (after the production of the 21st aircraft). After these periods, the above complex will become profitable for the enterprise by saving materials and reducing labor intensity, reducing the cost of the aircraft.

Using a practical example of manufacturing composite wing part from carbon fiber of An-158 and An-178 aircraft, the effectiveness of using laser projection systems and a cutting machine in combination with a layer-by-layer modeling module has been

proved. Good convergence of the accepted conditions and assumptions to reduce the complexity and increase the CMM is demonstrated.

Confirmed that an important direction for the further development of PCM potential capabilities based on new cost-effective and productive technologies is the development and implementation of “preform > out of autoclave” systems.

The scientific novelty of the results is in the following provisions:

In the scientific and methodological aspect, for the first time, the direction of technological support and optimization of the selection of technological process for production and increasing the efficiency of structures from PCM for transport aircraft was developed, taking into account modern features of domestic production, including:

- comprehensive analysis, classification and research of a wide range of technological processes for the manufacture of parts from PCM;
- for the first time, a scientific justification has been given for the application of technological processes for the manufacture of parts from PCM for various production conditions;
- synthesized the scientific basis for the preparation of production, which are harmonized with the algorithm for the selection of technological processes;
- dependencies were synthesized for the effective implementation of automation tools for the main technological operations of the PCM product manufacturing process: cutting materials and shaping in combination with modern software for layer-by-layer modeling of PCM structures.

The practical significance of the results allowed:

- develop and implement an integrated classifier of stages of the product life cycle, taking into account the relationship of production processes with the materials used to optimize and rational selection of production processes;
- develop an algorithm for the selection of production processes based on the fractional components of the stages of the product life cycle;
- develop a general classification table that takes into account the theoretical, technological and experimental stages of creating products from PCM, taking into

account the fundamental approaches to create technological equipment and refine production processes;

- substantiate the need for the introduction of high-tech equipment to reduce the level of manual labor and improve the quality of composite structures with the determination of payback periods depending on the pace of production of aircraft;

- to obtain results that can be used as guiding technical materials for design departments in the process of development and implementation of effective design research.

Key words: polymer composite materials parts, efficiency, technological process, technology, tool, design-technological solution, optimization, evaluation criteria, automation .

The main results of the dissertation were published in 20 articles (1 without co-authorship), of which 6 in collections and journals included in the list of scientific specialized publications of Ukraine, 13 articles in Ukrainian journals included in scientometric databases, 1 article in international publications, as well as 7 publications in conference proceedings and abstracts and 8 patents.

## СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

### Статті в збірниках,

### що включені до переліку наукових фахових видань України

1. Андреев, А.В. Полимерные износостойкие композиты с наполнителями из порошковых отходов механической обработки углепластиков [Текст] / Л.Р. Вишняков, В.Н. Морозова, В.П. Мороз, В.Т. Варченко, А.С. Бычков, А.В. Андреев // Технологические системы: Научно-технический журнал. – Вып. 4/2015. – Киев: 2015. – С. 44-51.

2. Андреев, А.В. Эксплуатационная несущая способность конструкций отечественных и зарубежных воздушных судов транспортной категории из полимерных композиционных материалов. Часть 1. Общая постановка задачи [Текст] / А.В. Андреев, А.С. Бычков, А.В. Кондратьев // Вестник Одесского национального морского университета – Вып. 1(47). – Одесса:2016. – С. 60-69.

3. Андреев, А.В. Эксплуатационная несущая способность конструкций отечественных и зарубежных воздушных судов транспортной категории из полимерных композиционных материалов. Часть 2. Анализ видов, характера и частоты эксплуатационных повреждений [Текст] / А.В. Андреев, А.С. Бычков, А.В. Кондратьев // Вестник Одесского национального морского университета – Вып. 2(48). – Одесса:2016. – С. 173-180.

4. Андреев А.В. Особенности ремонта деталей из полимерных композиционных материалов при помощи автономного ремонтного оборудования / А.В. Андреев, Б.В. Лупкин, В.С. Нитка, В.С. Петропольский //Mechanics and Advanced Technologies: сб. науч. тр. Национального технического университета «КПИ». – Вып. 3 (84). – К., 2018.- С.69-74.

### Статті у збірниках України, що включено до міжнародної наукометричної бази даних **Index Copernicus International**

5. Oleksandr Haidachuk Classification aspects of rational utilization of polymer composite materials in the civil aircraft structures/ Oleksandr Haidachuk, Wang Bo,



Serhii Bychkov, Oleksii Andrieiev// Proceedings of the National Aviation University, №3(80), 2019, pp. 36-40.

6. Oleksii Andrieiev Prospects and aspects of advanced polymeric composite materials introduction in Antonov aircraft structures / Oleksii Andrieiev// Proceedings of the National Aviation University, № 4 (81), 2019, pp. 14-18.

7. Андреев, А.В. Технологические аспекты применения пленочных связующих при создании конструкций из композиционных материалов пассажирских и транспортных самолетов [Текст] / А.В. Андреев, З.Н. Демиденко, А.В. Андреева// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(76). – Харьков: НАКУ, 2013. – С. 21-27.

8. Андреев, А.В. Оптимизация выбора материала мастер-моделей для изделий из полимерных композиционных материалов (ПКМ) в условиях единичного и опытного производства в изделиях авиационной техники [Текст] / А.В. Андреев, В.С. Петропольский// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2(82). – Харьков: НАКУ, 2015. – С. 20-29.

9. Андреев, А.В. Влияние автоматизации технологических процессов производства деталей из полимерных композитов на качественные и экономические характеристики изделий [Текст] / А.Д. Тарасюк, А.В. Андреев, А.Ю. Артаков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(83). – Харьков: НАКУ, 2015. – С. 7-16.

10. Андреев, А.В. Современные конструктивно-технологические решения агрегатов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов и их реализация на предприятии Stelia Aerospace [Текст] / А.В. Андреев, Я.О. Головченко, А.А. Коцюба // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(84). – Харьков: НАКУ, 2015. – С. 95-104.

11. Андреев, О.В. Вплив механічної обробки на якість поверхонь полімерних композиційних матеріалів [Текст] / Є.В. Корбут, О.В. Андреев, І.Р. Дерек, О.В. Радько, В.Ф. Лабунець // Проблеми тертя та зношування: Зб. наукових праць Національного авіаційного університету. – Випуск 2(61). – Київ, 2013. – С. 96-100.

12. Андреев, А.В. Анализ некоторых фундаментальных проблем создания конструкций из композитных материалов и возможных путей их решения [Текст] / А.В. Андреев, Я.С. Карпов, И.М. Тараненко, М.А. Шевцова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(88). – Харьков: НАКУ, 2016. – С. 37-50.

13. Андреев, А.В. Исследование пастообразных клеев фирмы 3М для склеивания и ремонта композитных панелей [Текст] / А.В. Андреев, В.С. Нитка // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1(89). – Харьков: НАКУ, 2017. – С. 38-51.

14. Андреев А.В. Экспериментальное исследование свойств углепластиков с добавками ВУК ADDITIVES & INSTRUMENTS / А.В. Андреев, И.А. Ковалева, С.М. Гайдуква, Т.А. Сергеева // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (96).– Х., 2018. – С. 130-141.

15. Андреев А.В. Тенденции и перспективы применения полимерных композитов в европейском авиастроении / А.В. Андреев, Донец А.Д. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (98).– Х., 2019. С. 19-31.

16. Андреев А.В. Основы конструирования соединительных законцовок деталей и агрегатов из композиционных материалов / А.В. Андреев, Гаврилко В.В., Карпов Я.С., Тараненко И.М., Шевцова М.А. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (98).– Х., 2019. С. 7-22

17. Андреев, А.В. Концепция технологического обеспечения создания эффективных конструкций отечественных гражданских самолетов из полимерных композиционных материалов в современных условиях [Текст] / А.В. Андреев, В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, О.В. Орлов // *Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 3(138). – Харьков: НАКУ, 2017. – С. 64-77.

18. Андреев А.В. Перспективы роста применения термопластичных композиционных материалов в мировом авиастроении / С.А. Бычков, А.В. Гайдачук, А.В. Андреев, Wang Bo // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 86.– X., 2019. С. 61-76.

19. Андреев А.В. Развитие новых конструктивно-технологических решений крыльев самолета и ремонт композитных конструкций /С.А. Бычков, А.В. Гайдачук, А.В. Андреев, Wang Bo // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 86.– X., 2019. С. 76-91. .

#### **Статті у міжнародних збірниках України , які відносяться до категорії «А»**

20. Гайдачук А.В. Разработка комплексного критерия рационального выбора полимерных композиционных материалов/ Гайдачук А.В., Wang Bo, Бычков С.А, Андреев А.В.// *Фізико-хімічна механіка матеріалів: сб. науч. тр. Фізико-механического института им. Г.В. Карпенко НАН Украины*. – Том 55, №6. – Л., 2019. С. 110-118. *Особистий внесок здобувача: автором синтезовані складові формування комплексного критерію другого рівня ефективності ПКМ на етапах створення конструкції.*

#### **Тези**

21. Andrieiev O. High temperature resistant binder for carbon plastics based on polyfunctional epoxies and nitriles / A. Fanleib, K. Gusakova, O. Melnik, V.

Petropolskiy, O.Andrieiev, M. Kazakevich // JRC Conference and workshop reports: Materials resistant to extreme conditions for future energy systems. Kyiv, 2017. – p. 54.

22. Андреев О.В. Нове теплостійке зв'язуюче для вуглепластиків на основі кополімерів поліфункціональних епоксидів та нітрилів тетракарбонових кислот / О.М. Файнлейб, О.Г. Мельничук, І.Ю. Даниленко, О.В. Андреев, К.В. // Тези доповідей 17 української конференції з космічних досліджень. – Одеса: 2017. – С.108.

23. Andrieiev O. Development Antonov Company at the current stage / S.Bychkov, O.Semenets, O.Andrieiev //Materials of International forum on new materials industrialization and first CEE Forum on new materials new equipment industry and talent development – Ningbo: 2017.

24. Andrieiev O. Polymer composites on Antonov: from past to the future/ O.Andrieiev //Materials of 2018 China (Ningbo) – CEE countries high level talents cooperation symposium. – Ningbo: 2018.

25. Андреев О.В. Полимерные композиты на ГП «АНТОНОВ»: история и перспективы развития / Андреев О.В., В.Г. Читак // Тезисы докладов XII международных молодежных научно-технических чтений им. А.Ф. Можайского. - Запорожье: 2019. – С.214.

26. Бычков С.А. Развитие Государственного предприятия «АНТОНОВ» в современных условиях / Бычков С.А., Андреев А.В., Нечипоренко О.Ю. // Материалы международной научно- технической конференции «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта». – Херсон:2019. – С.358-364.

27. Андреев А.В. Развитие полимерных композитов на ГП «АНТОНОВ» в современных условиях /Андреев А.В. // Материалы международной научно- технической конференции «Composite Ukraine 2020». – Киев :2020. – С.29.

### Патенти

28. Пат. 135434 UA. Спосіб виготовлення підсилюючого елемента повітряного судна з полімерної композиції, МПК (2019.01) B64C 1/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Читак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник

О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 01455; заяв. 14.02.2019; опубл. 25.06.2019, Бюл. №. 12 – 4 с.

29. Пат. 136176 UA. Композиція для виготовлення елемента, що підсилює деталі повітряного судна, МПК (2019.01) C08L 61/10 (2006.01) C08J 9/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 01456; заяв. 14.02.2019; опубл. 12.08.2019, Бюл. №. 15 – 4 с.

30. Пат. 136300 UA. Спосіб виготовлення підсилюючого елемента повітряного судна з полімерної композиції, МПК (2019.01) B64C 1/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 02319; заяв. 11.03.2019; опубл. 12.08.2019, Бюл. №. 15 – 3 с.

31. Пат. 136301 UA. Композиція для виготовлення елемента, що підсилює деталі повітряного судна, МПК (2019.01) C08L 61/10 (2006.01) C08J 9/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 02320; заяв. 11.03.2019; опубл. 12.08.2019, Бюл. №. 15 – 6 с.

32. Пат. 138482 UA. Спосіб виготовлення підсилюючого елемента повітряного судна з полімерної композиції, МПК (2019.01) B64C 1/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 05876; заяв. 29.05.2019; опубл. 25.11.2019, Бюл. №. 22 – 4 с.

33. Пат. 142027 UA. Спосіб підготовки технологічної оснастки для формування деталей з полімерних композиційних матеріалів, МПК (2006.01) B29C 33/38 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 10617; заяв. 28.10.2019; опубл. 12.05.2020, Бюл. №. 9 – 6 с.

34. Пат. 142042 UA. Спосіб виготовлення великогабаритної конструкції з полімерного композиційного матеріалу, що містить отвори під установку лючків МПК (2006.01) B29C 39/42 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г.,

Яремченко В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Яремченко В.Г., Корольков Ю.А. – № и 2019 11119; заяв. 13.11.2019; опубл. 12.05.2020, Бюл. №. 9 – 6 с.

35. Пат. 143356 UA. Оснащення для формування деталі з полімерного композиційного матеріалу МПК (2020.01) B29C 43/20 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Гайдукова С.М., Сердюк Д.В., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Гайдукова С.М., Сердюк Д.В., Корольков Ю.А. – № и 2020 00657; заяв. 04.02.2020; опубл. 27.07.2020, Бюл. №. 14 – 5 с.

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	26
ВСТУП	28
РОЗДІЛ 1 ОГЛЯД ВПРОВАДЖЕННЯ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ В АГРЕГАТАХ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ	37
1.1 Застосування полімерних композитів як основи підвищення ефективності авіа-космічної техніки	37
1.2 Етапи становлення розгорнутого застосування полімерних композиційних матеріалів у конструкціях закордонних і вітчизняних літаків	56
1.3 Першопричини й проблематика впровадження полімерних композитів в агрегатах авіаційної техніки	66
1.4 Мета і задачі дисертації	76
РОЗДІЛ 2 ОСНОВИ КЛАСИФІКАЦІЇ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ДЛЯ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ ПКМ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ	79
2.1 Сучасний стан технологічних процесів виготовлення конструкцій із ПКМ і методи підвищення їх ефективності	79
2.2 Концептуальний підхід до формування класифікації	86
2.3 Класифікація й класифікатор етапів життєвого циклу виробів із ПКМ	91
2.4 Розробка алгоритму вибору технологічних процесів для реалізації конструктивних рішень виробів із ПКМ	101
2.5 Висновки по розділу 2	109
РОЗДІЛ 3 НАУКОВІ ОСНОВИ ПІДГОТОВКИ ВИРОБНИЦТВА ВИГОТОВЛЕННЯ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ ПКМ ДЛЯ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ	111
3.1 Основні положення технологічної підготовки виробництва виробів із ПКМ для транспортних літаків	111

3.2 Основні принципи вибору технологічного оснащення для різних типів конструкцій із ПКМ із урахуванням виробничих факторів	117
3.3 Впливу етапів підготовки виробництва на собівартість виробів із ПКМ	128
3.4 Синтез та реалізація технологічних рішень підвищення ефективності конструкцій з ПКМ на етапі технологічної підготовки виробництва	135
3.4.1 Розробка технології виготовлення панелей з люковими отворами із гарантованим забезпеченням якості виробів	135
3.4.2 Розробка конструктивно-технологічного оснащення з використанням еластичних формуючих елементів	148
3.5 Використання інструментів ощадливого виробництва (lean-технологій) для скорочення виробничих витрат на етапах підготовки виробництва	159
3.6 Висновки по розділу 3	165
РОЗДІЛ 4 РОЗРОБКА КОНЦЕПЦІЇ ОПТИМІЗАЦІЇ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ АГРЕГАТІВ ІЗ ПКМ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ	167
4.1 Формування основних складових раціонального проекту створення композитних агрегатів транспортних літаків	167
4.2 Проектний комплекс оптимізації конструктивно-технологічних параметрів для виробів авіаційної техніки із ПКМ	172
4.3 Методика вибору раціональної КСС шляхом вирішення задачі в постановці математичного програмування ( симплекс-метод)	176
4.4 Оптимізація конструктивно-технологічних параметрів композитних конструкцій методом виявлення технологічних дефектів	181
4.4.1 Рівні дефектів структури полімерних композиційних матеріалів, які пов'язані із порушенням монолітності	186
4.5 Методи попередження технологічних дефектів і ремонту експлуатаційних пошкоджень виробів із ПКМ	194



4.6 Висновки по розділу 4	205
РОЗДІЛ 5 ФОРМУВАННЯ ВАРТІСНИХ ПОКАЗНИКІВ ВИРОБІВ ІЗ ПКМ	207
5.1 Аналіз ефективності сучасного літакобудівного виробництва конструкцій з ПКМ	207
5.2 Визначення основних показників технологічної собівартості виробів із ПКМ у вітчизняному авіабудуванні	216
5.2.1 Загальна оцінка комплексу складових технологічної собівартості	230
5.2.2 Вибір комплексу основних функцій	230
5.3 Розвиток і зв'язок процесів автоматизації виробництва з інноваційними методами проектування виробів із ПКМ	234
5.4 Вплив автоматизації виробничих процесів на показники вартості виробів із ПКМ	238
5.4.1 Розрахунок скороченої трудомісткості виготовлення деталей із ПКМ із застосуванням розкрійної машини та лазерних проєкторів	243
5.4.2 Розрахунок економії матеріалів при використанні розкрійної машини	245
5.4.3 Визначення потрібної кількості обладнання (розкрійні машини та лазерні проєктори) залежно від темпів серійного виробництва	246
5.5 Перспективи зниження виробничих витрат завдяки реалізації технологій безавтоклавного методу формування виробів із ПКМ	253
5.6 Висновки до розділу 5	274
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	276
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	281
ДОДАТОК А СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ	320
ДОДАТОК Б АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЇ	330

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

1. АТ - авіаційна техніка
2. АМФ - автоклавні методи формування
3. БАМФ - безавтоклавні методи формування
4. БАНО - бортове аеронавігаційне обладнання
5. ПС - повітряне судно
6. КАП - кінцева аеродинамічна поверхня крила
7. КВМ - коефіцієнт використання матеріалу
8. КСС - конструктивно-силова схема
9. КТР - конструктивно-технологічне рішення
10. КЛТР - коефіцієнт лінійного термічного розширення
11. ПКВ - покупні й комплектуючі вироби
12. ПКМ - полімерний композиційний матеріал
13. ПШМ - плазово-шаблонний метод
14. ЛА - літальний апарат
15. ЛПС - лазерна проєкційна система
16. НК – неруйнівний контроль
17. ВМФ - відносний мідель фюзеляжу
18. РМ - розкрійна машина
19. СЗ - стільниковий заповнювач
20. ЗІЗ - засоби індивідуального захисту
21. СК - стільникова конструкція
22. СУ - силова установка
23. ТП - технологічний процес
24. ТПВ - технологічна підготовка виробництва
25. ТК - транспортна категорія
26. ФМХ – фізико-механічні характеристики
27. ФУП - формоуворююча поверхня
28. AFP - automatic fiber placement (автоматичне укладання волокна)

29. ATP - automatic tape placement (автоматичне укладання стрічки)
30. A-VaRTM» – advanced VaRTM ( «просунута» вакуумна інфузія смоли)
31. CAD - computer aided design (система автоматизованого проектування)
32. CAPRI - controlled atmospheric pressure resin infusion - контрольована інфузія смоли
33. CAM - computer aided manufacturing (система автоматизованого виробництва)
34. CAE- computer aided engineering (система автоматизованого моделювання)
35. H-VaRTM» - heated VaRTM - вакуумна інфузія підігрітою смолою
36. PLM - product lifecycle management (керування життєвим циклом виробу)
37. FDM - fused deposition modeling (моделювання методом наплавлення)
38. PEEK - поліетеркетон
39. PEI - поліетерімід
40. PPSU - поліфенілсульфон
41. PSU - полісульфон
42. PA-12 - поліамід 12
43. POM - поліформальдегід
44. PVDF - полівініліденфторид
45. SLS - selective laser sintering (вибіркове лазерне спікання)
46. SLA - stereolithography (стереолітографія)
47. SQRTM - soft quality resin transfer molding (плавне якісне інжекційне формування)
48. RTM - resin transfer molding (інжекційне формування).
49. RFI - resin film infusion (інжекція плівкового сполучника).
50. TPS - Toyota Production System (виробнича система к. Toyota)
51. VARTM - vacuum-assisted resin transfer molding (вакуумна інфузія смоли).

## ВСТУП

**Обґрунтування вибору теми дослідження.** Забезпечення високого рівня ефективності авіаційної техніки (АТ) протягом життєвого циклу виробу є першорядним завданням розробників повітряних суден (ПС) транспортної категорії (ТК).

Одним зі шляхів підвищення ефективності АТ є широке застосування полімерних композиційних матеріалів (ПКМ), що забезпечує не тільки вагову, але й економічну ефективність протягом усього життєвого циклу експлуатації АТ. Відомо, що ефективність виробу залежить від якості його складових. Створення ефективних конструкцій із ПКМ залежить від правильного вибору конструктивно-технологічних рішень (КТР), конструктивно-силової схеми (КСС) агрегату, оптимального вибору технологічних процесів виробництва, конструкційних матеріалів і інших факторів. Правильне планування й реалізація етапів підготовки виробництва для виготовлення формуютьорюючого оснащення, з врахуванням існуючих виробничих умов, визначає якість деталей із ПКМ.

Аналіз світового й вітчизняного досвіду показує перманентне зростання застосування ПКМ у виробках АТ і збільшення кількості різноманітних технологічних процесів (ТП) виробництва й переробки композитів у готові вироби. Значні переваги адитивних технологій і безавтоклавних методів формування, пов'язані з високим коефіцієнтом використання матеріалу, зниженням собівартості виробів і високим ступенем повторюваності при забезпеченні якості, забезпечили їх широке впровадження при виготовленні закордонних літаків компаній Boeing і Airbus.

На кожному етапі життєвого циклу виробу існує раціональна область для прийняття того або іншого рішення. Дотепер не розроблений класифікатор складових комплексу повного життєвого циклу виробу у комплексі із синтезом алгоритму вибору раціональних технологічних процесів виготовлення деталей із ПКМ та аналізом ефективності етапу технологічної підготовки виробництва з описом критеріїв раціонального вибору технологічного оснащення й визначенням впливу етапів підготовки виробництва на собівартість виробів.

У зв'язку із цим, а також зростанням обсягів застосування ПКМ у виробках АТ актуальним завданням є розробка наукових основ підвищення ефективності створення конструкцій транспортних літаків із ПКМ на різних етапах життєвого циклу, що є комплексною проблемою підвищення конкурентоспроможності вітчизняних транспортних літаків на світовому ринку продажів і послуг.

**Мета і завдання дослідження.** Метою дисертації є підвищення вагових, економічних і льотно-технічних характеристик вітчизняних літаків транспортної категорії, які забезпечують їх високу конкурентну здатність шляхом розробки наукових основ підвищення ефективності створення конструкцій із ПКМ на етапах життєвого циклу виробу.

Для досягнення поставленої мети в дисертації були сформульовані й вирішені такі задачі.

1. Провести аналіз основних проблем розвитку, процесів впровадження й збільшення обсягів застосування ПКМ у транспортних літаках.
2. Описати класифікаційні аспекти й розробити комплексний критерій раціонального вибору ТП для ПКМ.
3. Розробити алгоритм вибору процесів виробництва на основі часткових складових етапів життєвого циклу виробів.
4. Розробити генеральну класифікаційну таблицю, що враховує теоретичні, технологічні й експериментальні етапи створення виробів із ПКМ із урахуванням принципів підходів до створення технологічного оснащення й відпрацювання технологічних процесів виробництва.
5. Розробити критерії вибору основних параметрів технологічного оснащення для різних типів конструкцій із ПКМ і описати їх вплив на якість виробів із ПКМ.
6. Розробити проектний комплекс по оптимізації конструктивно-технічних параметрів ПКМ для підвищення ефективності їх застосування в агрегатах транспортних літаків.

7. Довести вплив технологічних дефектів на якість та ефективність виробів із ПКМ та розробити способи їх зниження для підвищення ефективності композиційних конструкцій на етапах життєвого циклу виробу.

8. Визначити ступінь впливу автоматизації технологічних процесів на вартісні показники виробів із ПКМ.

**Методи дослідження.** У розділі 2 реалізовано апарат теорії класифікацій і кваліметрії, експертних оцінок, синтезу критеріальних оцінок ефективного вибору технологічних процесів виробництва виробів із ПКМ. У розділі 3 при обґрунтуванні вибору технологічного оснащення та аналізу економічної ефективності етапів підготовки виробництва використано структурний метод, метод техніко-економічного аналізу та синтезу, експертних оцінок. У розділі 4 використано системний підхід до створення і реалізації раціонального проекту створення виробів АКТ із ПКМ. У розділі 5 використано порівняльний метод та експериментальні дослідження на прикладі агрегату крила пасажирського літака, що підтвердили запропоновані методики.

Використані методи, моделі й теорії забезпечили достовірність одержаних результатів і висновків.

**Об'єкт дослідження** - агрегати з полімерних композиційних матеріалів вітчизняних транспортних літаків.

**Предмет дослідження** – складові наукових основ підвищення ефективності виробів із ПКМ транспортних літаків на різних етапах життєвого циклу виробу й синтезу концепції по оптимізації конструктивно-технологічних рішень.

**Наукова новизна отриманих результатів.** У науково-методологічному аспекті вперше розроблений напрямок технологічного забезпечення й оптимізації вибору технологічних процесів виробництва й підвищення ефективності конструкцій із ПКМ для транспортних літаків, з урахуванням сучасних особливостей вітчизняного виробництва, що включають:

- комплексний аналіз, класифікацію й дослідження широкого спектра технологічних процесів для виготовлення деталей із ПКМ;

-наукове обґрунтування застосування технологічних процесів виготовлення деталей із ПКМ для різних умов виробництва;

- синтез наукових основ підготовки виробництва, які гармонізовані з алгоритмом вибору технологічних процесів;

- встановлення ієрархічного порядку системи виявлення дефектів структури ПКМ, що виникають в процесі підготовки і виробництва виробів із ПКМ;

- синтез залежностей для ефективного впровадження засобів автоматизації основних технологічних операцій процесу виготовлення виробів із ПКМ: розкрою заготовок і формоутворення в комплексі із сучасним програмним забезпеченням для пошарового моделювання конструкцій із ПКМ.

**Особистий внесок здобувача** являє собою сформульовані рішення й складові даної науково-технічної проблеми, які містять у собі нові підходи, концепції, принципи й математичні моделі, що стали базовими при створенні наукових основ технологічного забезпечення створення конструкцій із ПКМ для транспортних літаків, відображені в статті [6], 2-х тезах [24,27] опублікованих без співавторства. У колективних публікаціях зі співавторами [4-10,13-15,17,18,24-27] авторів належать ідеї, загальні підходи в вирішенні конкретних завдань, або вони належать співавторам у рівних частках співучасті [1-3,5,11,12,16,19,20-22].

В отриманих науково-технічних результатах, роль автора полягала в консультаціях або загальних прикладних і дослідницьких роботах. Так в [1] автор встановив залежність між швидкістю ковзання та коефіцієнтом тертя в різних діапазонах швидкостей для виробів з «вторинних» композитів; в [2] автором проведений аналіз та доведене перманентне зростання полімерних композиційних матеріалів у конструкціях літаків, що підвищує економічну та вагову ефективність літаків; в [3] на основі виконаних досліджень автором був встановлений зв'язок між експлуатаційними пошкодженнями та дефектами виробів з ПКМ і тими які виникають у процесі виробництва; в [4] автором запропоновано загальну постановку задачі та виконано оцінку ступеня технологічності ремонту з використанням автономного ремонтного обладнання; в [5] автором запропоновані основні критерії ефективного вибору типів полімерних композиційних матеріалів з урахуванням

принципів технологічності при виготовленні виробів; в [7] автором організована робота з виготовлення зразків склопластику за технологією resin film infusion. Проведений аналіз отриманих результатів та визначена ефективність запропонованої технології; в [8] автором сформувані вимоги до сучасного технологічного оснащення, на підставі проведеної експериментальної роботи, запропоновано ряд рекомендацій по використанню оснащення в серійному та одиничному виробництві; в [9] автором синтезовані залежності необхідної кількості технологічного обладнання (лазерних проекторів та розкрійних машин) для забезпечення виробництва в залежності від програми випуску літаків; в [10] автором доведена необхідність використання сучасних технологій виробництва виробів з ПКМ, пов'язаних із впровадженням систем пошарового моделювання та високотехнологічного обладнання; в [11] автором проведені експериментальні роботи з метою визначення впливу швидкості різання на якість обробленої поверхні композита; в [12] автором сформульовано дві з семи проблем створення композитних конструкцій, а саме: залежність властивостей композиту від технологічного процесу його створення, та необхідність забезпечення високого рівня повторюваності компонентів композиту та необхідність забезпечення необхідних методів неруйнівного контролю для виробів з полімерних композиційних матеріалів; в [13] автором запропоновано загальну постановку задачі та виконано аналіз можливості впровадження клеїв у конструкції літаків «Ан»; в [14] автором досліджено вплив домішок на здатність збільшувати властивості змочування скло-, та вуглецевих волокон у процесі виготовлення препрегів; в [15] автором проведений комплексний аналіз сучасних технологічних методів виробництва конструкцій із полімерних композиційних матеріалів. Зроблено акцент щодо динамічного розвитку адитивних технологій та необхідності їх використання з метою підвищення ефективності літаків «Ан»; в [16] автором проведений аналіз специфічних властивостей конструювання з'єднань деталей з полімерних композиційних матеріалів та сформульовано особливості, які потрібно враховувати в проектуванні та виборі типів з'єднань, а саме: товщину деталей, низькі характеристики на зминання та зріз, відмінність коефіцієнтів лінійного температурного розширення та інші; в [17] автором розро-



блено сучасний класифікатор технологічних процесів для композитних виробів та синтезована загальна блок-схема складових концепції створення нових цивільних літаків, частковим випадком якої є виробництво агрегатів з полімерних композиційних матеріалів; в [18] на основі проведеного аналізу, автором надано опис сучасної тенденції застосування термопластичних матеріалів у сучасній галузі авіабудування; в [19] виконано аналіз розвитку нових конструктивно-технологічних рішень крил літака з композиційних матеріалів, які мають високий технічний та економічний потенціал; в [20] автором синтезовані складові формування комплексного критерію іншого рівня ефективності ПКМ на етапах створення конструкції; в [21] автором організовано виготовлення зразків вуглепластиків на основі високотемпературного сполучника та проведене випробування зразків; в [22] прийнята участь в розробці високотемпературного сполучника на основі бісфталонітрилу з метою його впровадження в конструкції літаків «Ан»; в [23] автором проведено комплексний аналіз сучасного стану та розвитку Державного підприємства «АНТОНОВ», зокрема в галузі полімерних композиційних матеріалів; в [24] проаналізовані першопричини впровадження полімерних композитів у конструкції літаків «Ан» та сформульовані перспективні напрямки розвитку; в [26] автором сформульовані напрямки співпраці з Національною академією наук України в сфері розробки нових матеріалів, технологічних процесів, інструменту, тощо. Зроблено акцент на унікальній системі підготовки молодих кадрів на Державному підприємстві «АНТОНОВ» з Національним аерокосмічним університетом ім. М.С. Жуковського «ХАІ»; в [28] автором запропоновано використання гумової суміші для формування підсилюючого елемента конструкцій з полімерних композиційних матеріалів для повітряних суден; в [29] запропоновано та впроваджено модифікацію композиції для виготовлення підсилюючих елементів повітряних суден; в [30] автором запропоновано використати розділову плівку з липким шаром для запобігання адгезії компонентів формуючої суміші з поверхнею технологічного оснащення; в [31] для отримання питомої міцності та жорсткості підсилюючого елемента автором запропоновано використання стільникового заповнювача в якості основи для заливання композиції; в [32] автором запропоновано ви-

користання скляних мікросфер у рецептурі сінпрегу для підвищення характеристик суміші, що використовується для формування підсилюючого елемента повітряного судна; в [33] автором запропоновано використати антиадгезійну рідину марки Frekote для підвищення якості формуютьовуючої поверхні; в [34] запропонована попередня викладка препрегу в зонах отворів для більш якісного формування деталі; в [35] запропоновано використати композицію марки Aircast 3700 A/B у якості формувального елемента.

**Апробація матеріалів дисертації.** Основні положення й результати багаторазово доповідалися автором на міжнародних і українських конференціях і семінарах, у тому числі: на XVII Українській конференції з космічних досліджень (м. Одеса, 2017 р.); JRC Conference (м. Київ, 2017 р.); Міжнародній конференції «Розвиток виробництва, нового обладнання й нових можливостей і матеріалів» (Ningbo, Китай 2017 р.); Міжнародній конференції «Science and Technology Achievement Promotion Conference» (Ningbo, Китай 2018 р.), XII міжнародних молодіжних науково-технічних читаннях ім. А.Ф. Можайського (м. Запоріжжя, 2019 р.), Міжнародній науково-технічній конференції «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта» (м. Херсон, 2019 р.), Міжнародній конференції Composite Ukraine 2020 (м. Ірпінь, 2020 р.). В цілому результати роботи доповідались на міжнародному Форумі інженерів та механіків, присвяченого 110-річчю з дня народження академіка Г.С. Писаренка.

**Публікації.** Основні результати дисертації опубліковані в 35 наукових працях, включаючи 20 статей у наукових фахових виданнях, з яких 16 входять до наукометричної бази даних Index Copernicus International і міжнародних збірників категорії «А»; 8 патентів України; 7 тез доповідей на конференціях різного рівня.

**Структура й обсяг дисертації.** Дисертація складається із вступу, 5 розділів, висновків, списку використаних джерел з 341 найменування і двох додатків. Загальний обсяг роботи становить 333 сторінки машинописного тексту, у тому числі основний текст дисертації містить 254 сторінок і включає 85 ілюстрацій і 41 таблицю.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Основою дисертації є матеріали, які поєднують дослідження, проведені автором протягом 2013-2020 років у рамках реалізації науково-дослідних і дослідно-конструкторських робіт з освоєння й впровадження у виробництво нових прогресивних технологічних процесів, матеріалів і обладнання, спрямованих на реалізацію стратегії розвитку вітчизняної авіаційної промисловості до 2020 року.

**Практична значимість отриманих результатів.** В експериментально-теоретичному й прикладному аспектах уперше розроблені математичні моделі й методи науково-технічного забезпечення створення нових технологічних процесів, обладнання й оснащення для виробництва агрегатів вітчизняних цивільних літаків із ПКМ.

Практична значимість отриманих результатів полягає в тому, що вони дозволили:

- розробити й впровадити інтегральний класифікатор етапів життєвого циклу виробів, що враховує зв'язок технологічних процесів виробництва з матеріалами, які застосовуються, для оптимізації й раціонального вибору процесів виробництва;

- розробити алгоритм вибору процесів виробництва на підставі часткових складових етапів життєвого циклу виробів;

- розробити генеральну класифікаційну таблицю, що враховує теоретичні, технологічні й експериментальні етапи створення виробів із ПКМ із урахуванням принципів підходів по створенню технологічного оснащення й відпрацюванню технологічних процесів виробництва;

- обґрунтувати необхідність впровадження високотехнологічного обладнання для зниження обсягу ручної праці й підвищення якості композитних конструкцій з визначенням періодів окупності залежно від темпів виробництва авіаційної техніки;

- одержати результати, які можуть бути використані як керівні технічні матеріали для конструкторських відділів у процесі розробки й впровадження нових КТР деталей агрегатів конструкцій із ПКМ.

Автор вважає своїм обов'язком висловити глибоку вдячність за допомогу й консультації при написанні цієї роботи своєму науковому консультанту, Лауреату Державної премії України в галузі науки і техніки, доктору технічних наук, професору Бичкову Сергію Андрійовичу та окремо доктору технічних наук, професору Гайдачуку Віталію Євгеновичу.

## РОЗДІЛ 1

**ОГЛЯД ВПРОВАДЖЕННЯ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ  
МАТЕРІАЛІВ В АГРЕГАТАХ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ****1.1 Застосування полімерних композитів як основи для підвищення  
ефективності авіа- космічної техніки**

Бурхливий розвиток повітряного транспорту в 60-х - 70-х роках ХХ століття значно вплинув на світову економіку, екологію й інші сфери. У зв'язку із цим зросла роль і підвищилися вимоги до технічної досконалості виробів авіаційної техніки. До таких вимог зокрема відносяться:

- зниження маси виробів АТ;
- збільшення геометричних розмірів транспортних літаків (наприклад, А 400М, А-380, В-787, А-350, В-777);
- підвищення технологічності при членуванні деяких елементів конструкції планера, що забезпечує значне зниження трудомісткості. Але ця вимога не завжди є оптимальною у ваговому відношенні;
- експлуатаційна технологічність, тобто зручність оглядів, контроле- і ремонтпридатність конструкції, являються вирішальними факторами зниження вартості технічного обслуговування й гарантією постійної готовності парку літаків;
- забезпечення захисту від блискавки, живучості й надійності.

При цьому вагова досконалість виробів авіаційно-космічної техніки як і раніше, залишається одним з найважливіших компонентів їх технічної досконалості. У вирішенні цієї проблеми важливу роль відіграє застосування полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) [1-3].

Вже з появою перших літаків на початку минулого століття, мова завжди йшла про оптимальний вибір конструкційних матеріалів для забезпечення максимально ефективного функціонування ЛА.

Накопичений до теперішнього часу досвід експлуатації ПКМ у відповідальних конструкціях авіакосмічної техніки показав, що їхнє застосування за-

мість металевих сплавів забезпечило зниження маси конструкцій на 30-50%, підвищення ресурсу експлуатації в 2-5 разів, зниження трудомісткості виготовлення на 20-40 % і матеріалоемності до 50% поряд з наданням матеріалам конструкції ряду спеціальних властивостей, тобто зробило їх поліфункціональними.

У наш час, композитна галузь є однією із інноваційних у світі й спостерігається стійка тенденція її зростання в різних галузях промисловості, від виготовлення меблів до виробництва силових авіаційних конструкцій.

Обсяг виробництва склопластикових виробів (включаючи пластики на термореактивних й термопластичних сполучних), за даними авторитетного видання JEC Magazine, збільшується протягом останніх п'яти років і в 2017 році досяг 1.118 млн. тонн тільки в Європі (таблиця 1.1). Одночасно із цим спостерігається розвиток і розширення застосування нетрадиційних (для вітчизняного виробництва) технологічних процесів виробництва. Наприклад, застосування RTM процесу для виготовлення авіаційних конструкцій збільшилося на 3,5% у порівнянні з 2016 роком і склало 146 000 т конструкцій, виготовлених цим методом тільки на європейському сегменті ринку, застосування термопластичних матеріалів показало зростання на 3,6% (145 000 т).

Таблиця 1.1 - Світовий обсяг виробництва склопластикових виробів

Країна	Обсяги споживання по роках				
	2014	2015	2016	2017	2018
Англія/Ірландія	146	150	152	153	156
Бельгія/Нідерланди/ Люксембург	43	44	45	46	47
Фінляндія/Норвегія/ Швеція/Данія	42	39	40	40	41
Іспанія/Португалія	154	156	158	161	164
Франція	108	108	110	112	115
Італія	148	150	154	158	161

Продовження таблиці 1.1

Країна	Обсяги споживання по роках				
	2014	2015	2016	2017	2018
Германія	200	212	220	226	229
Австрія/Швейцарія	18	18	18	19	21
Східна Європа*	184	192	199	203	207
<b>Сума</b>	<b>1,043</b>	<b>1,069</b>	<b>1,096</b>	<b>1,118</b>	<b>1,141</b>
* - Польща, Чехія, Угорщина, Румунія, Сербія, Хорватія, Македонія, Латвія, Словаччина й Словенія					

Композити органічно вписуються в реалізацію найбільш важливої літакобудівної концепції «проектування ряду льотних якостей і вартості» (designing for performance and cost). Вони стали широко застосовуватися у виробництві комерційних авіалайнерів, військових літаків, вертольотів, регіональних літаків і т.д., у першу чергу, через їх кращу вагову й експлуатаційну ефективність, технологічність й виробничу гнучкість при виготовленні. Наростання застосування ПКМ в АТ, у тому числі в транспортному й пасажирському літакобудуванні, по загальній думці знаменує черговий «проривний» етап у світовому авіабудуванні [4-7].

Ринок США за обсягом вироблених виробів з полімерних композитів за 2017 рік практично не змінився. Експерти прогнозують зміну індикатора щорічного зростання обсягів виробництва для США всього на 2% до 2021 року в основному за рахунок авіаційної галузі. Протягом періоду з 2016-2021 років відбудеться прогнозований перерозподіл обсягів світового виробництва виробів з ПКМ на користь Китаю на 5%.

Таким чином, розподіл обсягів виробництва буде виглядати наступним чином (рис.2): Китай – 33% (збільшення 5%), США – 24% (втрата 2%), Європа – 19% (втрата 2%), інші країни Азії -19%, виробництво сировинних матеріалів – 5% (втрата 1%) і складе 12.9 млн.т до 2021 року, тобто на 2.1 млн.т більше, ніж в 2016 р. (рис. 1.1).

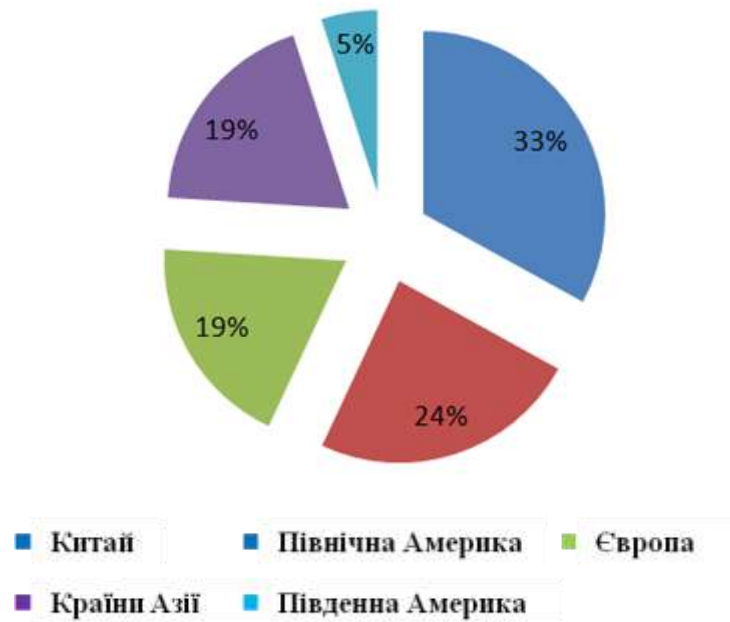


Рисунок. 1.1 Прогнозований розподіл світових обсягів виробництва виробів з ПКМ до 2021 року

Лідерами світового авіабудування неухильно підкреслюється і успішно здійснюється на практиці відоме принципове положення про те, що створення нового покоління АТ з новими КТР невіддільне від впровадження нових технологічних процесів і обладнання і паралельно (одночасно) з ними, вдосконалення, з високими технологічними властивостями матеріалів і напівфабрикатів.

Наприклад, тільки в літаку В-787 обсяг застосування ПКМ становить до 50%. Кожний такий літак містить 35т вуглепластика, у тому числі 23т вуглеволокон. Важливим позитивним ефектом є відсутність корозії в вуглепластикових конструкціях, що дозволяє експлуатувати літак в умовах великої вологості повітря. У літаку А-350 обсяг застосування ПКМ складає 52%. Таке значне застосування ПКМ, насамперед замість алюмінієвих сплавів, істотно потіснило останні з першого місця в матеріальному складі літака. Навіть у металевих конструкціях, що залишаються незаміщеними ПКМ, усе ширше замість алюмінієвих сплавів використовуються титанові, перевагою яких є краща корозійна стійкість конструкцій, утворених цією парою матеріалів.



Аналіз показав, що такий великий успіх західних компаній в області розробки, виробництва і застосування об'єктів з ПКМ був досягнутий перш за все за рахунок системного підходу при вирішенні всіх проблемних питань, розглядаючи процеси конструювання, виробництва а також подальшого застосування і експлуатації композитних виробів як цільові взаємопов'язані системи, що розвиваються у часі.

В той же час, очевидно, що реальний потенціал композитів ще до кінця не реалізований, оскільки далеко не використаний науковий конструктивно-технологічний потенціал при створенні виробів з ПКМ. Наприклад, фахівці при розробці складних композитних конструкцій часто стикаються з критичними ризиками при їх проектуванні і виробництві – такими, як наприклад, оптимальність обраної концепції проекту, помилки моделювання, висока вартість виробництва, збільшений виробничий цикл і ін.

Стало очевидним, що широке застосування ПКМ у конструкціях нових літаків знизило потребу світового літакобудування в алюмінієвих сплавах. Мова йде також одночасно й про заміщення сталевих і титанових сплавів композиційними матеріалами.

Проведені світовими науково-дослідними центрами, наприклад, у російських інститутах ВІАМ і ЦАГІ, у закордонних центрах (Boing, Airbus, Embraer, Hexcel, Cytec Industris InC, Toray Group, Mitsubishi Group і ін.), у ряді інститутів України й ін., розробки по вдосконалюванню складу й структури ПКМ, спрямовані на створення принципово нових і вдосконалених матеріалів: «інтелектуальних» композитів і композитів, що адаптуються, а також високотермостійких, високомодульних і розміростабільних вуглепластиків, шаруватих армованих металопластиків і ін.

Проведений аналіз застосування ПКМ у виробах АКТ дозволив виявити певні тенденції росту обсягу й рівня відповідальності конструкцій з композитів. Найбільш значимі із цих тенденцій і відповідних їм імовірних причин їхнього виникнення представлені у вигляді блок-схеми на рис.1.2 у порядку їхньої появи.

Нижче наведена коротка інформація, що підтверджує кожен з виявлених тенденцій.

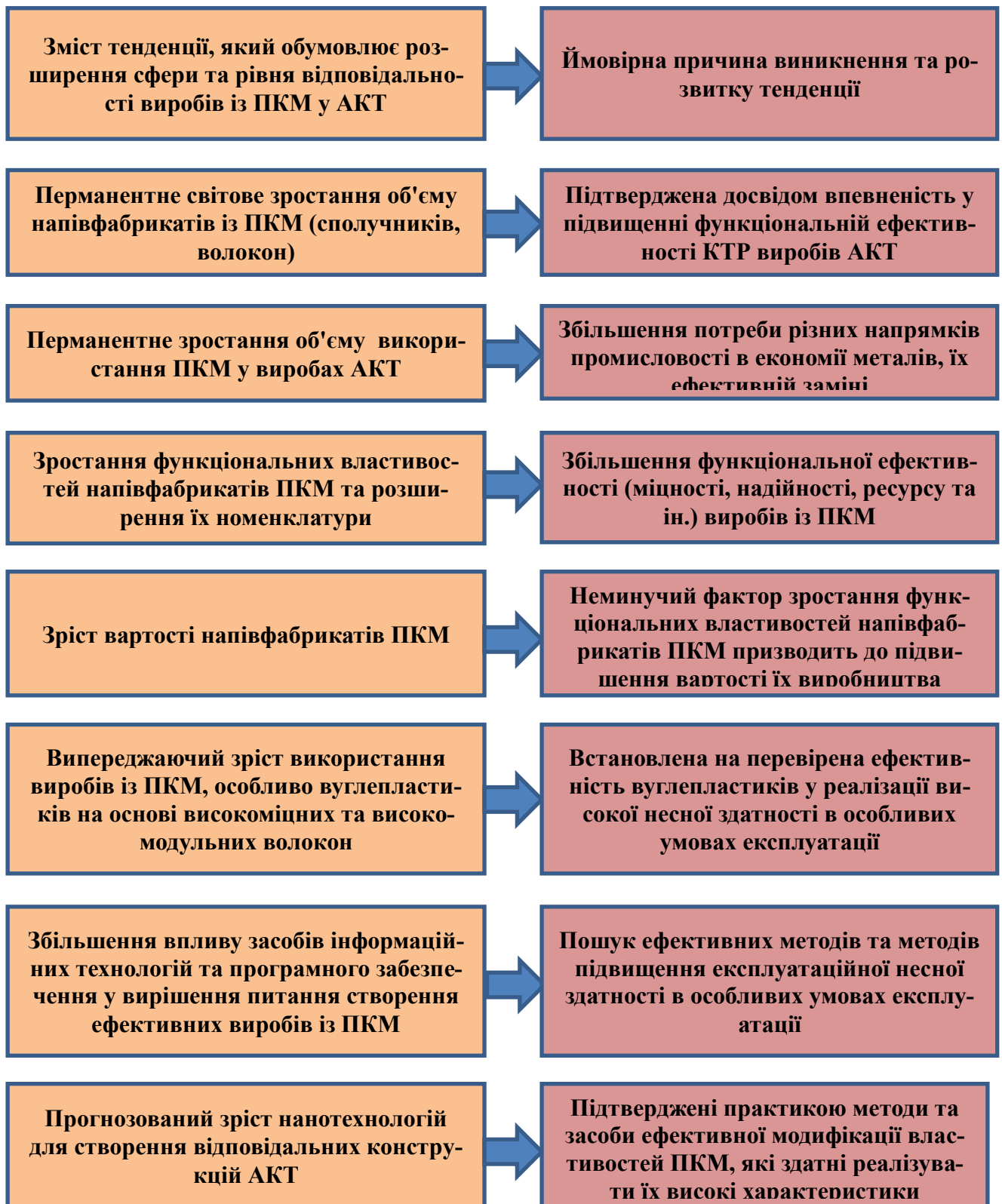


Рисунок 1.2 - Тенденції, що обумовлюють розширення сфери й рівня відповідальності виробів із ПКМ в АКТ і причини їхнього виникнення

1. Зростання об'ємів використання ПКМ на прикладі вуглецевих волокон демонструє перманентне збільшення потреби у вуглецевих волокнах і їх похідних. Прогноз зростання споживання показує, що до 2022 року потреба сягне 120.5 тис. тонн (рис.1.3).

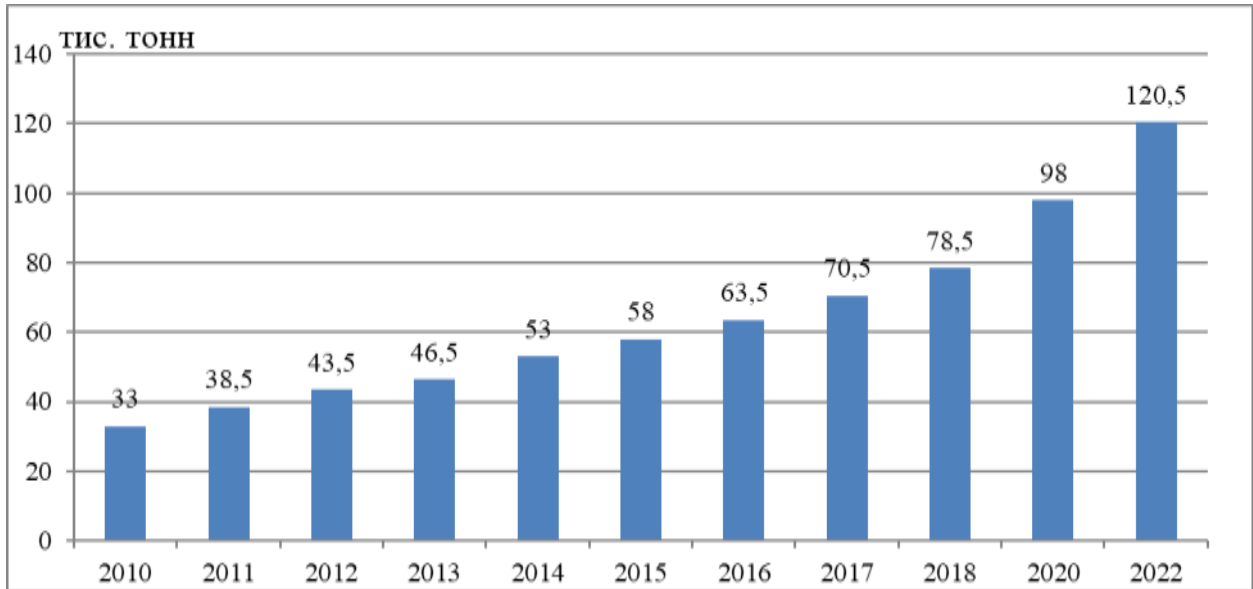


Рисунок 1.3 - Прогнозоване світове споживання вуглецевих волокон

1. Аерокосмічна промисловість у світі акумулює до 3% по обсязі застосування й до 18% за вартістю всієї галузі композитів (59 млрд. євро), що пов'язане з високої науковою ємністю цієї галузі (рис.1.4). Зростання вартості напівфабрикатів ПКМ і, зокрема географічно, пов'язаний з декількома причинами. Однією з них є прагнення до використання сполучних, що затверджуються при температурі не вище 120°C з метою зниження енерговитрат виробництва конструкцій АКТ із ПКМ. Однак зменшення температури затвердження сполучних спричинило зниження термостійкості виробів, що вимагало розробки нових сполучних, позбавлених цих недоліків.

2. Перманентно збільшуються експлуатаційні властивості напівфабрикатів ПКМ - сполучних (матриці) і волокон, а, отже, і самих композитів. Уже до кінця 2000- х років фізико-механічні характеристики ПКМ зросли в середньому на 30% щодо отриманих в 80- е роки при зниженні розкиду їхніх властивостей.



Рисунок 1.4 - Структура світового споживання углеволокна по галузях

У теперішній час світові потужності по випуску вуглепластиків географічно становлять більше 50000 тон/рік, а основними виробниками ПАН-сировини й різних текстильних форм вуглецевих волокнистих матеріалів є: фірма "Toray Group" (Японія) - 34%, фірма "Toho Tenax" (Японія) - 19%, фірма "Mitsubishi Rayon" (Японія) - 16%, група компаній "Large Tow" (ЄС) - 17%, фірма "Hexcel" (США) - 5%, фірма "Cytec" (США) - 3%. При цьому основний виробник ПАН-сировини - Японія: більше 2/3 виробництва світового ринку. Інтенсивний розвиток виробництва вуглецевого волокна спостерігається у КНР.

Використання деяких епоксидних смол при виробництві композита шляхом мокрого намотування породило проблеми екологічного характеру. Екологічні фактори з'явилися другою причиною росту вартості сполучних і ПКМ для АКТ на їхній основі.

3. У силу дуже високих показників теплопровідності і міцності вуглецевого волокна, вони знаходять основне застосування при виготовленні деталей АКТ. Вартість волокон аерокосмічного призначення залежно від механічних

показників може коливатися в межах 40...300 \$/кг. Вуглецеві волокна з ПАН джгутів з низькою кількістю філаментів знаходять основний попит в авіабудуванні й ракетобудуванні.

3. Тенденція посилення ролі наукового забезпечення засобами інформаційних технологій, рішення проблем удосконалювання КТР виробів АКТ із ПКМ і їхнього виготовлення простежується не тільки в ряді монографій, статей, але й у числі кваліфікаційних робіт цього напрямку й у доповідях на міжнародних форумах і конференціях. Ця тенденція в розглянутих аспектах стану проблеми має особливу важливість, що вимагає її більше детального аналізу, що буде проведений нижче.

4. Прогнозований якісний ріст ефективності нанотехнологій у процесі створення унікальних відповідальних КТР агрегатів і вузлів АТ із ПКМ ґрунтується на інтенсивному сплеску публікацій у технічно розвинених країнах, зокрема монографій і статей в останнє десятиліття. Тільки в СНД із 2010 року з'явилося біля десятка монографій [8] і ін., бібліографія яких включає тисячі статей і повідомлень на авторитетних міжнародних форумах. У них викладені принципи, досягнення й перспективи стрімко розвивається нанотехніки й нанотехнології. Представлено всі найважливіші напрямки робіт у цій сфері.

Авіаційна галузь, що потребує легких високоміцних матеріалів, більшу перспективу мають полімерні нанокомпозити. Оцінки показують, що оптимально влаштовані композити на основі нанотрубок можуть забезпечити фантастичні показники: міцність порядку 50 ГПа, твердість~1000 ГПа та деформацію до руйнування - десятки відсотків. Крім рекордної питомої міцності вони можуть володіти поруч інших корисних особливостей [8]. Про інтенсифікацію робіт в області нанотехнологій останнім часом свідчать численні доповіді на представницьких міжнародних форумах. Реалізація проаналізованих вище світових тенденцій росту застосування ПКМ у конструкціях АКТ у конкретних умовах України натрапляє на ряд проблем, таких як: відсутність сировини для одержання сполучних і волокон, що забезпечують створення конструкцій із ПКМ із досягнутими у світі фізико-механічними й іншими властивостями, ви-

сока вартість імпортованих напівфабрикатів ПКМ, висока собівартість виробництва виробів АКТ із ПКМ (устаткування, оснащення, матеріалів, енергії), значна втрата висококваліфікованих кадрів і слабка їхнє поповнення молодими фахівцями для науково-технічного забезпечення створення сучасних високоефективних виробів АКТ із ПКМ.

Однак незважаючи на ці глобальні труднощі ДП "АНТОНОВ", як провідне авіаційне підприємство України, що має технологічний і кадровий потенціал, проводить роботи з відпрацювання технології застосування нанотрубок для вдосконалення й підвищення ефективності виробів із ПКМ для літаків "Ан" разом з інститутами Національної академії наук України: Інститутом проблем матеріалознавства ім. Францевича, Інститутом хімії поверхні ім. Чуйка.

Досягнуті результати дозволяють не тільки підвищити фізико-механічні характеристики окремих типів конструкцій, але й застосовувати наночастки для підвищення властивостей блискавкозахисту конструкцій літака.

Одним з напрямків удосконалювання композитних конструкцій є застосування ПКМ на основі термопластичних матриць [9-11].

Дані матеріали забезпечують стійкість до ударних і знакозмінних навантажень, стійкість до дощової й пилової ерозії, високу хімічну стійкість, мають високі показники ударної в'язкості й стійкості до ушкоджень.

Поряд з високими конструкційними властивостями дані матеріали мають високі технологічні характеристики, у тому числі:

- необмежений строк зберігання напівфабрикатів;
- можливість зміни робочої поверхні при необхідності;
- значне енергозбереження й зниження вартості процесу (як правило, термопласти швидко нагріваються, формуються й охолоджуються);
- відсутність процесів установки вакуумного мішка й видаткових матеріалів веде до зниження трудозатрат, а також відсутності потреби в підборках і підпресуванні й спеціальному обладнанні для проміжних етапів.

Для авіакосмічного сектора в основному використовують 3 типи термопластичних сполучних: PPS (поліфеніленсульфід), PEEK (поліетеркетон),

PEI (полієфірімід). Ці три полімери, що представляють інтерес для композитного ринку – PEEK, PEI і PPS – все частіше застосовуються в авіакосмічній промисловості.

*PEEK (полієфіроексетон)* - жароміцне термопластичне сполучне з температурою плавлення 335°C і температурою переробки 380°C. Має найвищі характеристики з наявних на ринку термопластиків, і вважається основним матеріалом серед термопластичних сполучних, що використовуються в авіакосмічній промисловості.

*PEI (полієфірімід)*– високоміцне вогнестійке термопластичне сполучне, яке відноситься до групи жароміцних пластиків з термостійкістю до 200°C з низьким виділенням диму. Воно використовується у внутрішніх конструкціях ПС таких як, панелі інтер'єра, герметичні перегородки й інші компоненти.

*PPS (поліфеніленсульфід)* - найдешевший полімер із трьох термопластиків, що доступні для використання в авіакосмічній промисловості. Температура переробки 320°C. Цей термопласт не тільки міцний і твердий, але й володіє природною вогнестійкістю й жароміцністю при безперервній експлуатації при температурах вище 200°C. У таблиці 1.2 представлені порівняння густин термопластичних і термореактивних сполучних.

Таблиця 1.2 - До аналізу густин термопластичних і термореактивних сполучних

Марка сполучного (термопласти)	Густина, г/см <sup>3</sup>	Марка сполучного (реактопласти)	Густина, г/см <sup>3</sup>
PEEK (полієфіроексетон)	1,28	ЕДТ-69Н	1,245
PPS (поліфеніленсульфід)	1,35	211-Б, 211-БН	1,2
PEI (полієфірімід)	1,27	ФП-520	1,23
PE (полієфірсульфон)	1,37	СП-97ДО	1,3
PS (полісульфон)	1,24	УП-2227	1,245
PC (полікарбонат)	1,2		

Сьогодні близько 1000 деталей для авіалайнера Airbus A380, які мають вагу більше 2,5 тонн, виробляються з PPS матрицею. Цей високоякісний композитний матеріал використовується в зовнішніх частинах літака, наприклад, у передніх кромках крила або в нервюрах і елементах кріплення.

За інформацією закордонних видань і виробників, термопластичні сполучні почали застосовуватися у високотехнологічних пластиках в авіабудуванні. Наприклад, виробник TICONA FORTRON використовував матеріали на основі PPS (поліфеніленсульфід) і вуглецевого волокна в певній пропорції для нового комерційного літака Gulfstream серії G 650 ще в 2009 році. Потім препрег на основі термопластичної матриці з вуглецевого волокна використовувався й у літаку Airbus A350 XWB, а також A380 (рис. 1.5).



Рисунок 1.5 – Використання композитів з PPS сполучним у літаку Airbus A380

Fortron (Ticona)® на основі PPS застосовуються в аерокосмічній сфері при виробництві складних виробів, таких як передня кромка крила Airbus A380.

Зміцнені термопластичні композиційні матеріали Cetex® застосовуються для виготовлення численних конструкцій для літака Airbus A380. Ten Cate



також постачав матеріал для повітрозабірників двигуна A380, що вироблялися компанією Airbus France. Зростання обсягів застосування ПКМ на основі термопластичних матриць показано на рис. 1.6.

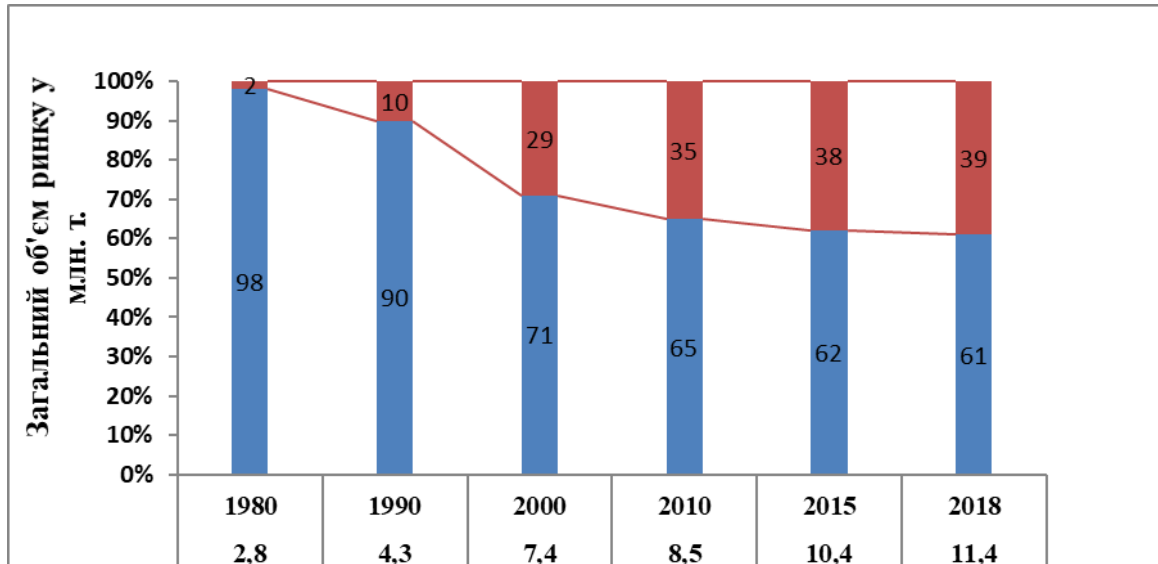


Рисунок 1.6 -динаміка зростання обсягу термопластів у загальному обсязі застосування ПКМ

Аддитивна технологія (3D-друк) ще один сучасний напрямок застосування полімерних КМ із метою підвищення ефективності ПС [12-13].

Технологія 3D-друку характеризується наступними показниками:

- швидкість і точність виготовлення;
- високі показники фізико-механічних характеристик;
- якісні показники матеріалу;
- відсутність необхідності ручного доведення.

3D-друк почали впроваджувати у виробництво компонентів літаків більше 10 років тому. Повітрепроводи, стінові панелі й каркас сидінь - все це можливо виготовити завдяки можливості створювати складні геометричні й органічні форми для зниження ваги за допомогою 3D-друку.

Усе більше авіакомпаній прагнуть збільшити кількість пасажирських місць або збільшити пасажирський простір, 3D-друк пропонує спосіб спростити деталі й тонкошарові панелі (рис. 1.7).



Рисунок 1.7 - Застосування 3D-друкованих деталей у літаках

За результатами проведеного аналізу визначені найбільш застосовувані методи 3D-друку для виготовлення деталей з використанням адитивних технологій в авіаційній промисловості: SLS (вибіркове лазерне спікання) і FDM (модельовання методом наплавлювання).

Технологія FDM використовує термопластичну нитку, що плавиться до напіврідкого стану в екструдері. На платформу 3D-принтера кожний наступний шар видавлюється на попередній по заданій траєкторії, за рахунок чого й відбувається побудова деталі (рис. 1.8).

FDM є кращим і найпоширенішим процесом для виготовлення довговічних і функціональних деталей.

Для технології FDM можна використовувати широку номенклатуру матеріалів. Існує можливість вибору з великої кількості термопластів, які можуть забезпечувати необхідний спектр властивостей, від екстремальних температур до впливу певних хімічних речовин. Для цієї мети використовуються спеціальні нитки пластику. Такі нитки можуть бути діаметром 1,75 мм, або 2,85 (3) мм.

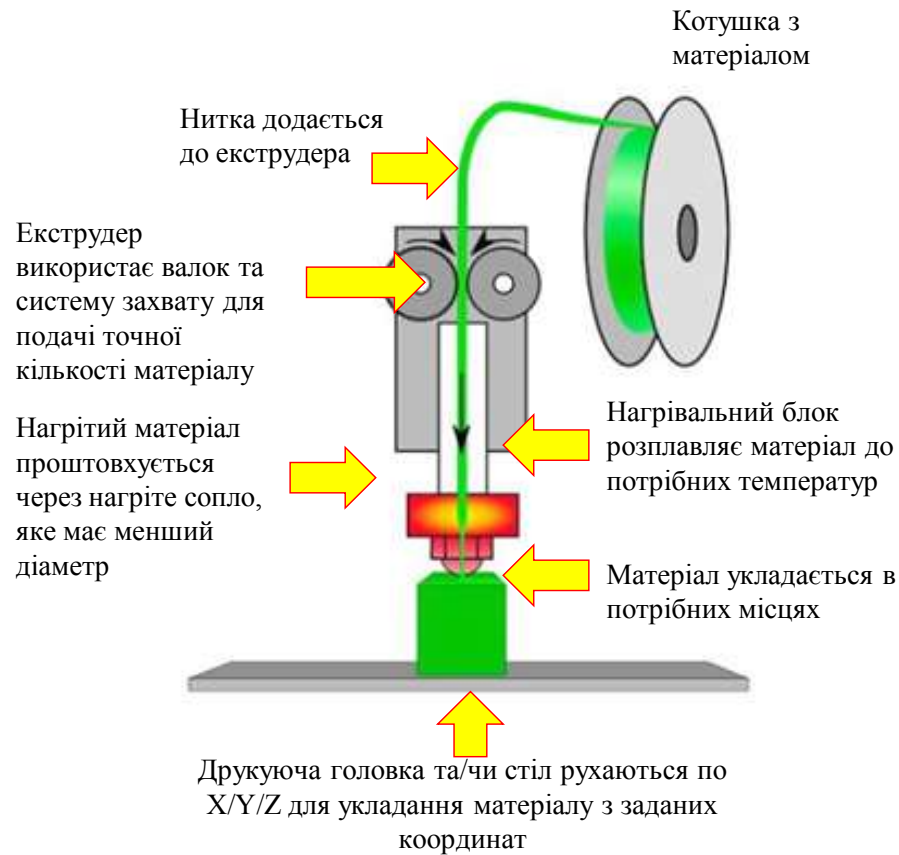


Рисунок 1.8 - Схема FDM-друку

Основними матеріалами для виготовлення авіаційних деталей методом FDM-друку є: ULTEM 9085/1010 PEI (полієфірімід), PEEK (полієфірефіркетон), PPSU (поліфенілсульфон), PSU (полусульфон), PA-12 (поліамід), POM (поліформальдегід), PVDF (полівініліденфторид). Технічні характеристики матеріалів, FDM 3D-друку, авіаційного призначення представлені в таблиці 1.3.

Таблиця 1.3 - Технічні характеристики матеріалів для FDM друку

Марка	Тепло-стійкість, °C	Густина, г/см <sup>3</sup>	Межа міцності при розтягуванні, МПа	Модуль пружності при розтягуванні, ГПа	Подовження при розтягуванні, %
ULTEM 9085	153	1,34	72	2,2	2,2-5,8

Продовження таблиці 1.3

Марка	Тепло- стійкість, °C	Густина, г/см <sup>3</sup>	Межа міцності при розтягуванні, МПа	Модуль пружності при розтягуванні, ГПа	Подовження при розтягуванні, %
ULTEM 1010	213	1,27	80	2,27	2-3,3
PEEK	250	1,32	110	3,7	5,2
PPSU	170	1,28	55	2,1	3
PA-12	97	1,13	53	1,3	5,8
PSU	175	1,24	80	2,5	2,8
POM	100	1,41	68	3,0	
PVDF	140	1,78	55	2,2	

Проектування 3D-моделей системами CAD є однотипним для всіх деталей незалежно від технології одержання готового виробу. Програмне забезпечення установки швидкого прототипування, що поставляється разом з 3D принтером, розбиває тривимірну модель на горизонтальні шари (мінімальна висота шару 0,178 мм, при цьому геометрична точність становить 0,09 мм). 3D-принтер проводить послідовно будівництво деталі шар за шаром доти, поки не буде отриманий фізичний прототип моделі. Кожний наступний шар приварюється до попереднього, і так до завершення побудови деталі.

Етапи виготовлення деталей за технологією 3D-друку представлені на рисунку 1.9.

Оскільки адитивне виробництво стає основним методом виготовлення, можна домогтися значного покращення технологічності й зниження витрат, якщо підходити до конструкції як до інтегрованої механічної системи.

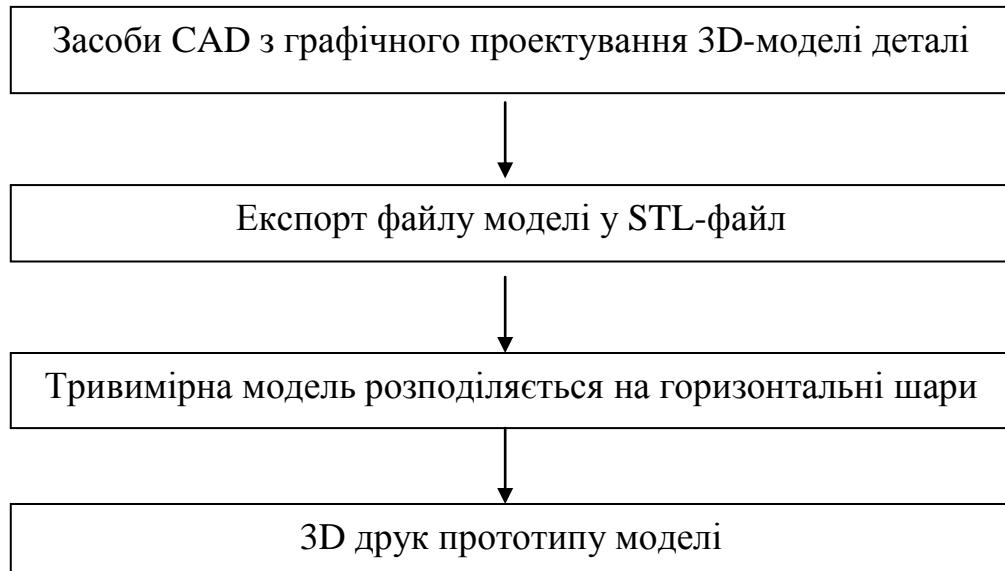


Рисунок 1.9 - Етапи виготовлення деталей за технологією 3D-друку

Переваги адитивної технології складаються з 3 основних правил:

1. Скорочення витрат часу:

- на створення нових продуктів;
- на виготовлення й ремонт оснащення;
- на постачання готової продукції;
- на проведення НДР;
- на випробування.

2. Зниження витрат на виробництво:

- відсутність витрат на оснащення;
- зниження трудомісткості виробництва;
- коефіцієнт використання матеріалу більше 90%;
- зниження обсягу виробничих відходів;
- зниження витрат на малосерійне виробництво.

3. Оптимізація деталі під адитивне виробництво:

- створення конструкцій і форм, одержання яких неможливе традиційними методами;
- зниження ваги деталі й поліпшення властивостей;

На відміну від традиційних технологій виготовлення, при використанні яких вартість деталі залежить від серії випуску (чим більша серія, тим нижча ціна за кожну деталь), 3D-друковані вироби коштують однаково: не залежно від серії випуску. Тому при невеликих серіях використовувати цю технологію вигідно.

3D-друк не вимагає великого досвіду оператора, вимагає мінімального рівня праці, і при використанні обладнання більшість деталей можна надрукувати впродовж ночі. Дані показники характеризують економію часу. Співвідношення вартості деталі до кількості деталей представлено на рисунку 1.10.

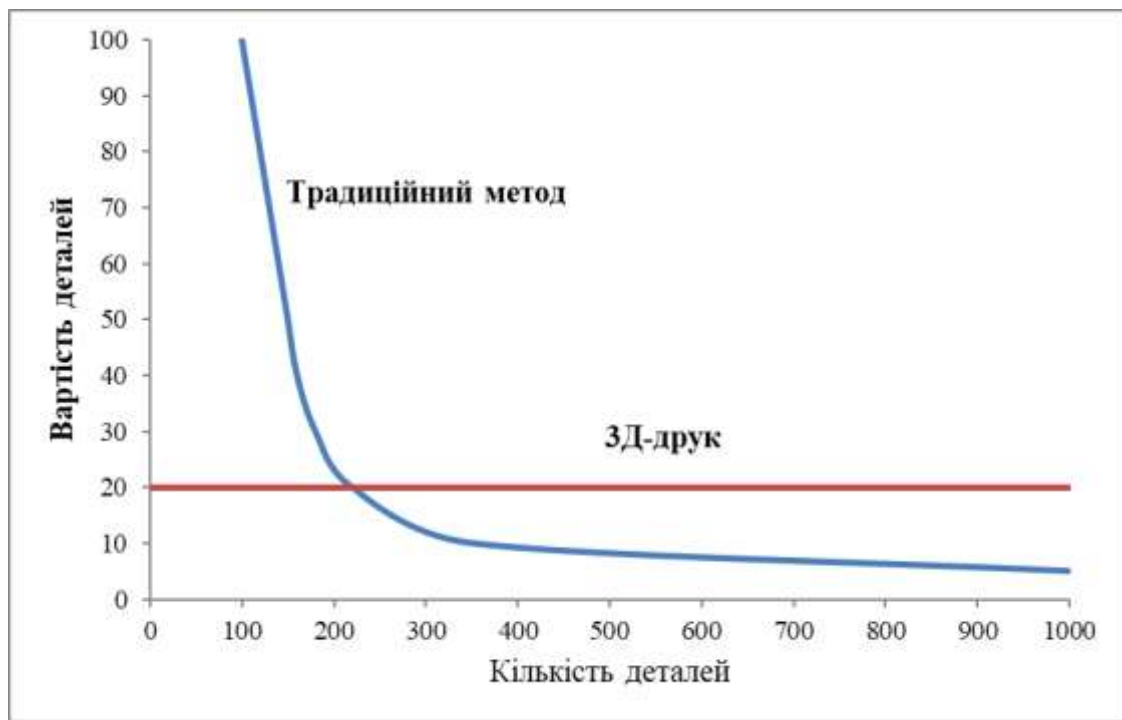


Рисунок 1.10 - Вартість деталі в залежності від серії випуску продукції

Насправді, мінімізація ваги становить 40-60% - це спосіб, за допомогою якого компанії – виробники авіаційної техніки заощаджують засоби, тому що вага впливає на корисне навантаження літака, витрати палива, викиди CO<sub>2</sub>, швидкість і навіть безпеку.

Повітрепроводи - та частина літака, у якій 3D-друковані деталі застосовуються найбільш широко. У сучасних літаках повітря що циркулює, підтримує

комфортну для людини температуру й безпечний тиск. З'єднання вузлів повіт-репровода, надруковані на 3D-принтері, використовуються в літаках Ан-178, Ан-132Д (рис. 1.11).



Рисунок 1.11 - Повітрепроводи літака Ан-178

Широке застосування здобувають 3D-друковані деталі з безперервним скловолокном або вуглеволокном на термопластичному сполучному (рис. 1.12).



Рисунок 1.12 - Деталі з безперервним вуглецевим волокном

## **1.2 Етапи становлення розгорнутого застосування полімерних композиційних матеріалів у конструкціях закордонних і вітчизняних літаків**

У наш час відбувається активне й повсюдне впровадження композиційних матеріалів у різних галузях, через те, що композиційні матеріали є основною альтернативою металевим сплавам на шляху підвищення ефективності технічних об'єктів[14].

В інженерному сприйнятті композити пройшли складний шлях становлення, як і будь-який новий матеріал - від повної ейфорії з приводу їх переваг, в основному вагових, до розумного раціоналізму, що граничить іноді зі скептицизмом, що виявилось пов'язаним з багатьма особливостями цих матеріалів [15]. Незаперечний ряд переваг композиційних матеріалів змушує компанії, що розробляють авіа-космічну техніку (АКТ) звертати все більшу увагу на можливість застосування нових типів матеріалів, технологічних процесів для створення усе більш досконалих конструкцій із ПКМ з метою їх застосування в сучасних літаках і космічних об'єктах.

Перший виток застосуванні ПКМ був здійснений вже на зорі становлення авіабудування. Це були малоефективні, тобто пересічні за сьогоднішніми мірками неметалічні КМ: просочені тканини і особливо деревні КМ (деревина, фанера, дельта-деревина), тобто матеріали переважно природного походження. Але потім в двадцяті-тридцяті роки минулого століття настав час інтенсивного витіснення з планера літака цих матеріалів металевими сплавами (перш за все, алюмінієві сплави), які стали на тривалий час основними конструкційними матеріалами в авіабудуванні. Їх застосовують в матеріальному вигляді багатьох виробів авіаційної техніки і сьогодні.

Проте вже наприкінці 60-х – початку 70-х років минулого століття почався другий виток у напрямку істотного застосування неметалевих КМ нового покоління в конструкціях планера літака замість металевих сплавів. Мова йде про штучні полімерні композиційні матеріали (ПКМ), які в ряді випадків були поміт-



но більш ефективними для застосування в авіабудуванні, ніж металеві сплави, а тим більше ніж природні КМ, хоча багато технологій природних КМ і сучасних ПКМ у багатьох аспектах ідентичні. Так наприкінці 50-х - початку 60-х років у скромних обсягах почав застосовуватися склопластик [16-23].

Наприкінці 60-х - початку 70-х років з'явилися більш високі по показниках питомої міцності, жорсткості й опору на втому нові ПКМ: вугле-, боро- і органопластики. Саме ці конструкційні матеріали разом з удосконаленими склопластиками, починаючи з 1970 р. призвели до поступового, але істотного нарощування заміщення металевих сплавів у планері літака.

Композитні планери літаків з фанери (бомбардувальники «Москіто») і планери з аналогічного матеріалу будувалися в 1930-х і 1940-х роках. Склопластики теж були добре відомі вже в той час; по своїх характеристиках вони значно перевершували алюмінієві сплави (таблиця 1.4). Однією з перших, унікальних конструкцій, створених, зі склопластиків у США був корпус ракети системи «Поларіс», що продемонстрував можливості й перспективу полімерних композитів у майбутньому[24].

Таблиця 1.4 – Порівняльні властивості різних конструкційних матеріалів

Матеріал	Густина, кг/м <sup>3</sup>	Модуль пружності, ГПа	Коефіцієнт Пуассона	Межа плинності, Мпа	Межа міцності, МПа
Сплави заліза	7850	207	0,3	210...1500	400...1800
Нержавіючі сталі	7650...8000	193...204	0,3	170...1650	415...1790
Алюмінієві сплави	2690...2800	69...72...72	0,33	34...505	90...570
Титанові сплави	4430...4510	103...114	0,34	170...1100	240...1170
Інвар	8050	141	0,33	276	517
Кераміка	2700...60000	207...485	0,2...0...0,31	-	1000...1500
Пластмаси	925...16000	0,4...4...4,83	0,33...0...0,46	-	7,0...103
Армуючі волокна для ПКМ:					
- вуглець	1780...1810	230...400	-	-	3800...6350

Продовження таблиці 1.4

Матеріал	Густина, кг/м <sup>3</sup>	Модуль пружності, ГПа	Коефіцієнт Пуассона	Межа плинності, Мпа	Межа міцно- сті, МПа
-скло	2580	72	0,22	-	3450
Вуглепластик:					
0°	1700	220	0,25	-	760
90°	-	6,9	-	-	28
Склопластик:					
0°	2100	45	0,19	-	1020
90°	-	12	-	-	40
Дерево (дуб)					
0°	610...670	11	-	-	112
90°	-	0,55.0,7	-	-	7,2

Початок застосування вуглепластиків, а разом з ними й більш широке застосування скло- і органопластиків (у цей час це основна група ПКМ), авіаційні фахівці відносять до 1970 р. При цьому спочатку вони з'явилися у військовій авіації. Тому сьогодні, підвівши підсумки, можна говорити про сорокап'ятиріччя (1970...2015р.г.) застосування в авіабудуванні й поетапного розвитку нових ефективних конструкційних матеріалів - ПКМ. Одночасно широке застосування вуглепластиків відзначалося й в інших галузях. При цьому якщо першим споживачем вуглепластиків стала авіакосмічна галузь, то надалі вона поступилася лідерством машинобудівній (таблиця 1.5).

Таблиця 1.5 – Основні галузі - споживачі вуглепластиків в 2007-2010 р.

Галузь	Обсяг споживання, %
Машинобудування	52
Авіакосмічна	28
Спортивні товари	20

У СРСР становлення перших композиційних матеріалів на основі різних полімерних смол і скляних наповнювачів почалося на початку 60-х років ХХ століття. Це явище поставило нове завдання перед провідними підприємствами СРСР разом з науково-дослідницькими й галузевими інститутами почати роботи з освоєння технології виробництва склопластикових конструкцій для літаків[25-27].

Під керівництвом Генерального конструктора О.К. Антонова були розроблені нові конструктивно-технологічні рішення для створення дослідних конструкцій зі скло-, вугле-, і боропластиків для літаків Ан-3, Ан-28, Ан-22 «Антей», Ан-72 та інших.

Створене О.К. Антоновим дослідно-конструкторське бюро - найбільша в СНД і єдина в Україні організація, що створює транспортні й пасажирські літаки. Під керівництвом О.К. Антонова створено 16 типів транспортних, пасажирських і багатоцільових літаків. Багато з цих машин відзначені характеристиками «уперше у світі» або «уперше в СРСР». Періоди створення цих літаків докладно описані в [28-29].

У 1970 році постановою Ради Міністрів СРСР КБ О.К. Антонова було визначено провідним в авіаційній промисловості СРСР по створенню конструкцій з композиційних матеріалів для пасажирських і транспортних літаків [30], тому на основних етапах впровадження полімерних КМ у літаках «Ан» варто зупинитися більш докладно.

Першими конструкціями, створеними зі склопластику, були баки й розпилювачі для зберігання й розпилення хімікатів і добрив для літаків сільськогосподарського призначення Ан-2М и Ан-3 (рис. 1.13). Завдяки перевагам полімерних композитів - корозійній стійкості до агресивних хімічних середовищ і низькій питомій густині вдалося вирішити проблему корозії на цих агрегатах, збільшивши період їхньої експлуатації в 10-15 разів, одночасно знизивши масу на 20% у порівнянні з металевими аналогами.

Поступово, після того як недовіру до нового типу матеріалів було подолано, реалізовувалися сміливіші конструкторські й технологічні рішення при виго-

товленні деталей інтер'єра пасажирських і транспортних літаків і застосування композитів неухильно починає зростати [31-34].



а)



б)

Рисунок 1.13 - Конструкції зі склопластику для літаків Ан-2М, Ан-3

а) - баки для зберігання хімікатів; б) - розпилювач хімікатів.

В 1964 році першими конструкціями інтер'єра були багажні полиці зі склопластику літака Ан-24, від яких вдалося перейти до виготовлення комплексу деталей інтер'єра літаків Ан-26 і Ан-28. По обсягу застосування композиційних матеріалів літак Ан-28 перебуває на одному з перших місць у світі серед легких літаків, маса композиційних матеріалів у планері становить 171,5 кг (12,4%).

Плавний перехід від мало-, до середньонавантажених конструкцій реалізувався при створенні літака Ан-72 в 1975р., у процесі проектування й виготовлення якого, були реалізовані нові й наявні досягнення технологічного прогресу створення конструкцій із ПКМ. Уперше для цього літака були виготовлені з композитів обтічники шасі та залізи крила з фюзеляжем. Саме на цьому етапі були вперше закладені принципи створення інтегральних конструкцій, що виготовляють за один технологічний прийом формування в автоклаві, які одержали свій подальший розвиток при створенні конструкцій із ПКМ і відображені в ряді робіт [35-39]

Одночасно, у цей період (1975-1980 р.) у СРСР починається серійне виробництво деталей із ПКМ в авіабудуванні. У роботі [40] наведений докладний аналіз застосування виробів із ПКМ у вітчизняному авіабудуванні.

Наступним важливим етапом розвитку конструктивно-технологічних рішень створення конструкцій із КМ стало створення найбільшого серійно виробленого у світі транспортного літака Ан-124 «Руслан» у 1982 році. При проектуванні цього унікального літака впроваджено більше 5000 кг конструкцій з композиційних матеріалів.

Перехід до проектування й створення силових великогабаритних конструкцій з вуглепластика був ознаменований створенням перспективного військово-транспортного літака короткого зльоту та посадки Ан-70. Накопичений досвід у ході створення літака Ан-124 дозволив використовувати наявні й реалізувати більш сміливі рішення при проектуванні Ан-70. Крім традиційних агрегатів із ПКМ для цього літака було прийняте рішення розробити й виготовити інтегральну конструкцію хвостового оперення з вуглепластика. Обсяг застосування ПКМ у літаку Ан-70 досяг 22% від маси планера, було виготовлено 3270 агрегатів із ПКМ загальною масою 6740 кг.

У сімействі регіональних пасажирських літаків Ан-148/158 і новому транспортному літаку Ан-178 знайшли застосування кращі КТР його попередників разом з останніми досягненнями науки й техніки. Застосування ПКМ в інтегральних силових агрегатах дозволило знизити масу за рахунок виключення механічного кріплення, скоротити число конструктивних і технологічних роз'ємів; знизити зони виникнення концентрації напруг в стиках і дозволило в ряді випадків забезпечити міцність з'єднання, рівну міцності основних елементів. Загальна маса конструкцій із ПКМ у літаках Ан-148/158/178 склала 2550 кг або 10,8% від його сухої маси, а частка ПКМ у планері досягла 17% [41, 42]. Вирішенню багатьох завдань по впровадженню ПКМ у виробу «Ан» сприяли численні науково-дослідні роботи співробітників ДП «АНТОНОВ» [43-49], деякі з яких описані у кваліфікаційних роботах [50-57] і в численних роботах фахівців Національного аерокосмічного університету ім. М.С. Жуковського «ХАІ» [58-70], УкрНДІАТ [71,72] та патентах на винахід [73-80].

Динаміка росту обсягів застосування композиційних матеріалів у вітчизняних літаках сімейства «Ан» наведена на рис. 1.14.

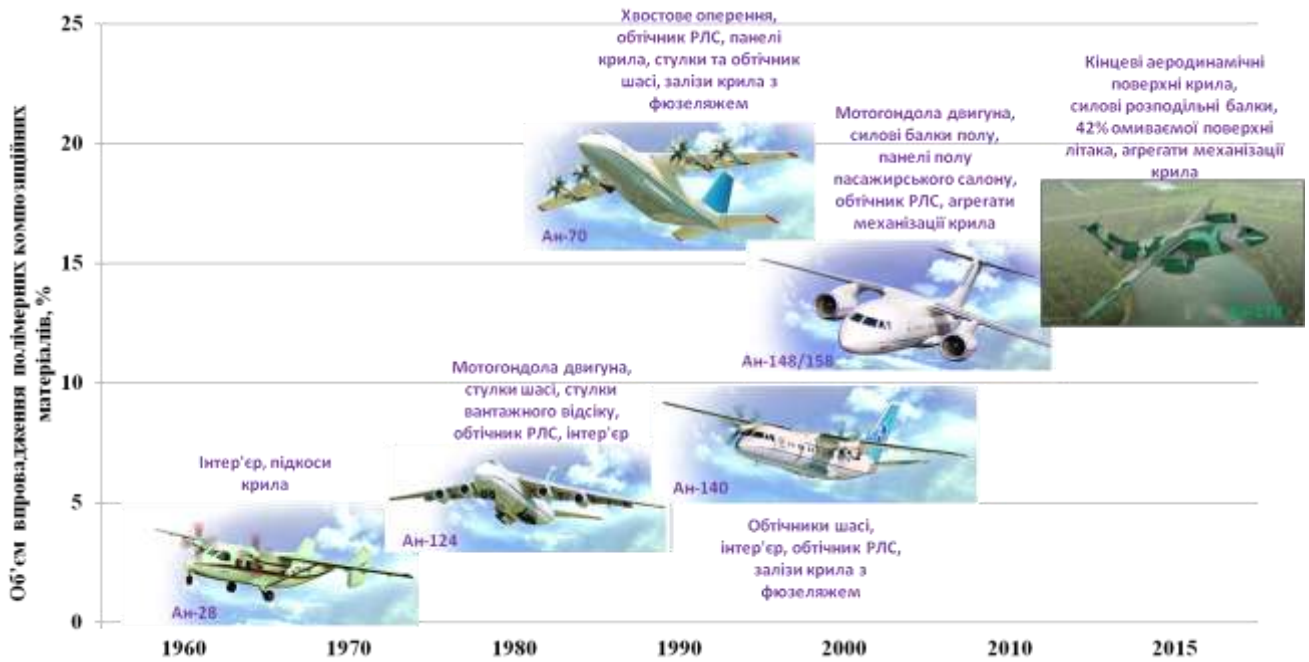


Рисунок 1.14 –Обсягі застосування полімерних КМ у літаках сімейства «Ан».

Стан робіт із впровадження ПКМ в авіаконструкціях за кордоном аналізується в [81-86]. У США розвиток галузі виробництва композитів розпочався наприкінці 60-х років минулого сторіччя в дослідницьких лабораторіях NASA на замовлення повітряних сил США. Основними програмами по розробці й дослідженню композиційних матеріалів були: SCR (Supersonic Cruise Research), ACEE (Aircraft Energy Efficiency), CASTS (Composite for Advanced Space Transportation Systems) АСТ (Advanced Composite Technology) та інші.

Серед результатів роботи над програмою ACEE можна відзначити наступне: виготовлення керма висоти літака B727, композитних елеронів для літака Lockheed L-1011, керма висоти й напрямку, а також кіля літака DC-10 [87-88].

Компанія «Boeing» в 1962 р. почала виготовляти композитні конструкції в літаках B707, B727, і в 70-х роках в B747 (таблиця 1.6). Перед цим військова промисловість використовувала композити для основних (primary structures) конструкцій крила й оперення в літаках F-15, F-16, F-18, AV-8V (таблиця 1.7) [89-90].

Таблиця 1.6 – Застосування ПКМ у цивільних літаках США

<b>Компанія розроблювач</b>	<b>Модель літака</b>	<b>Компонент</b>	<b>% застосування ПКМ</b>	<b>Рік випуску</b>
LOCKHEED	L-1011	Заліз крила з фюзеляжем	7	1973
		Кіль		1977
		Елерони		1982
MCDONNELL DOUGLAS	DC10	Обшивка рулів	9	1976
		Обшивка пілонів		1975
		Кіль		1987
BOEING	B-727	Кермо висоти	4	1980
	B-737	Інтерцептори	7	1973
		Стабілізатор		1984

Одночасно із цим композиційні матеріали знаходять застосування й у конструкціях вертольотів. Для перевірки ресурсу композитних конструкцій виготовлено й встановлено 350 комплектів деталей на вертольоти Bell 206L, Sikorsky S-76 і вертоліт морської піхоти CH-53D для оцінки їх експлуатаційної надійності. У результаті напрацьовано більше 5.3 млн. годин ресурсу, що є високим показником у порівнянні з ресурсом конструкцій літаків близько 60 000 годин.

Таблиця 1.7 - Застосування ПКМ у військових літаках США

<b>Компанія розробник</b>	<b>Модель літака</b>	<b>Компонент</b>	<b>% застосування ПКМ</b>	<b>Рік випуску</b>
GRUMMAN AIRCRAFT	F-14 TOMCAT	Сендвічеві панелі кія	1	1970

Продовження таблиці 1.7

<b>Компанія розробник</b>	<b>Модель літака</b>	<b>Компонент</b>	<b>% застосування ПКМ</b>	<b>Рік випуску</b>
MCDONNELL NORTHROP	F/A 18 HORNET	Кіль, стабілізатор обшивки крила, центральна частина фюзеляжу	19	1978
DASSAULT AVIATION	MIRAGE 2000	РЛС, кіль, елерони	7	1978
MCDONNELL	AV-8B	Центральна частина крила, механізація	25	1978
MCDONNELL DOUGLAS	F-15 EAGLE	Обшивки хвостового оперення, тормозні диски	1,6	1972

У 80-х роках пріоритети досліджень у США в області дослідження композитів зазнали змін. Змінюються принципи проектування, орієнтуючись на рівень припустимих ушкоджень конструкцій, автоматизацію процесів виробництва, розроблюються термопластичні й термореактивні сполучні для виготовлення другорядних конструкцій (secondary structures) транспортних літаків.

У 90-х роках було поставлено завдання проектування й виготовлення силових конструкцій (primary structures) з урахуванням вартісних показників виробництва. Цей напрямок дає розвиток безавтоклавним процесам формування, таким як RTM (resin transfer molding), RFI (resin film infusion), і VARTM (vacuum-assisted resin transfer molding). Принципи безавтоклавного формування й типи цих процесів докладно описані в роботах [91,92].

Динаміка розвитку технологічних процесів і застосування ПКМ у конструкціях літаків виробництва США в період 1960-2000 р. показана на рис. 1.15[87].



Проблематика й обсяги застосування полімерних композитів досить докладно описана в кандидатській дисертації професора, д.т.н. Гайдачука В.Є. й доповнена матеріалами в його докторській дисертації [93-94].

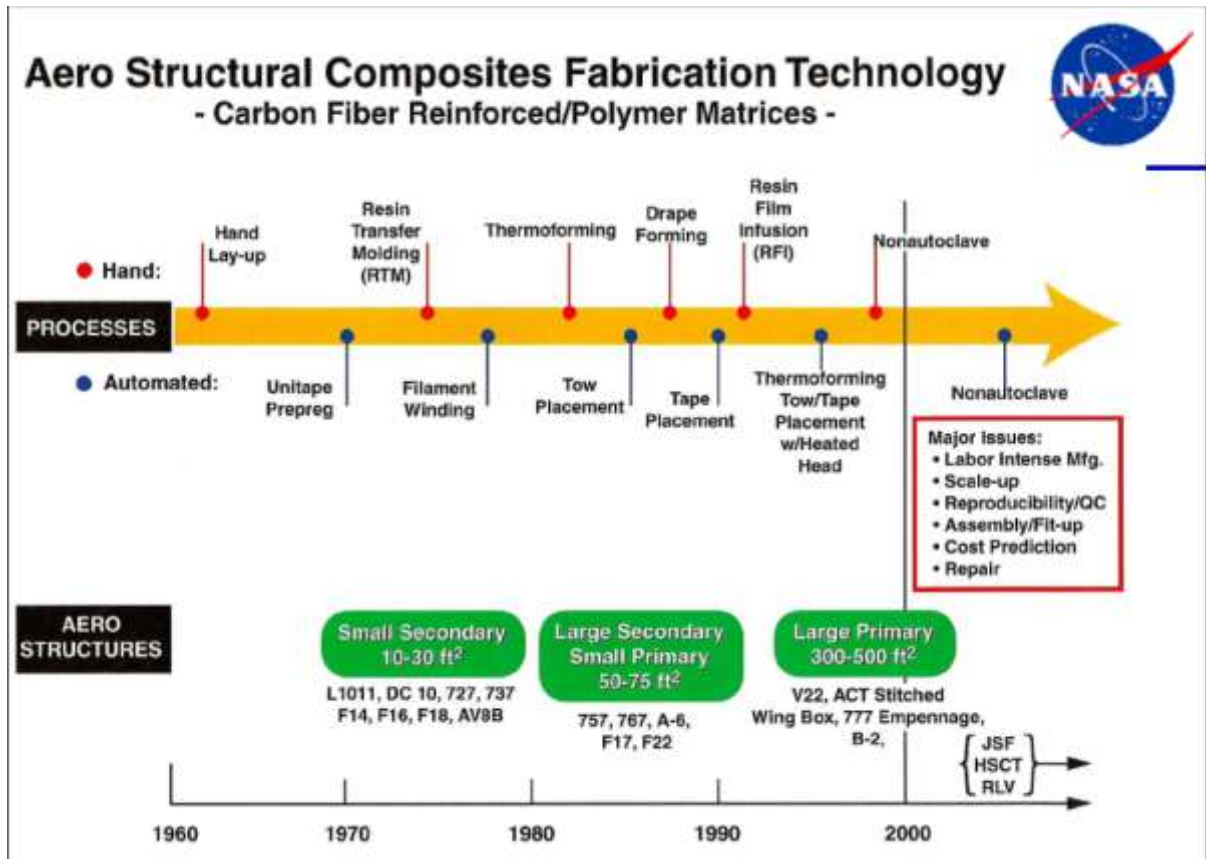


Рисунок 1.15 - Динаміка розвитку технологічних процесів і застосування ПКМ у літаках виробництва США

До початку XXI століття композити вже були природними й перспективними матеріалами при виробництві конструкцій пасажирських і транспортних літаків. Через зростаючу серійність виробництва, жорсткі вимоги авіакомпаній по економічності й витраті палива, викиду CO в атмосферу всі літакобудівні фірми ведуть інтенсивні дослідження з розробки нових КТР для виробництва виробів із ПКМ у ПС ТК [95-105].

Ускладнення конструкцій у сукупності з необхідністю забезпечення серійного виробництва літаків стало певним поштовхом для розвитку автоматизації й механізації виробництва, зміни концепцій проектування конструкцій із ПКМ.

### 1.3 Першопричини й проблематика впровадження полімерних композитів в агрегатах авіаційної техніки

Широке застосування в сучасній промисловості конструктивних елементів із ПКМ потребувало від фахівців-механіків всебічного дослідження механічних властивостей даного класу матеріалів, що здійснювалося у двох самостійних напрямках на мікро- і макрорівні. Завдяки тому, що ПКМ можна конструювати й одержувати із заздалегідь заданими фізико-механічними характеристиками, вони мають унікальні властивості у порівнянні із традиційними конструкційними матеріалами: питому міцність й довговічність, низьку щільність маси, інертність до навколишнього й агресивного середовищ (тобто неохильність до корозії), спрямовану тепло- і електропровідність, звуконепроникність й т.д.

Однак порівняння анізотропних однонаправлених композитів з ізотропними металевими сплавами з комплексу показників не є коректним. Тому в табл. 1.8 наведені конструкційні властивості типового представника композитів - вуглепластика із псевдоізотропною структурою армування  $[0,90 \pm 45]$  і традиційних металевих матеріалів [106].

У таблиці 1.8 наведені характеристики властивостей ПКМ і їхньої питомої міцності й твердості для більш широкого класу композитів [107]. За основними показниками – щільності, модулю пружності, короткочасної й тривалої міцності при розтяганні, повзучості, міцності на втому, здатності до демпфіювання й корозійній стійкості, полімерні композити в діапазоні температур від  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $200^{\circ}\text{C}$  перевершують алюмінієві сплави, а у деяких випадках і титанові сплави й сталі.

По ударній в'язкості, міцності й твердості при міжшаровому зрушенні полімерні композиційні матеріали поступаються металевим сплавам. Однак шляхом створення гетероволокнистих і гетероматричних систем ці характеристики матеріалу в конструкції можуть бути значно підвищені.

Таблиця 1.8 - Порівняльні властивості й параметри конструкційних авіаційних матеріалів

Матеріал	$\sigma^+$	$\sigma^-$	$\sigma_{-1}$	$\rho$	E	$\theta$	$\sigma_N\theta$	E/ $\rho$	$E \cdot \alpha \cdot 10^{-2}$	$\sigma/\rho$
	МПа			г/см <sup>3</sup>	ГПа	ум.од.				
Вуглепластик (0°)	2200	1400	1100	1,6	175	0,9	99,0	8,9	0,25	1062
Вуглепластик (0°, 90° ± 45)	650	600	230	1,57	51	2,5	57,5	34	0,5	350
Al-сплав АК4-1	450	450	130	2,7	72	0,7	1,1	27	16,8	170
Ti-сплав BT-8	1100	1000	500	4,5	120	0,03	1,5	26	10	220

Композити мають інший механізм руйнування при втомі під час впливу циклічних навантажень, у порівнянні з металевими сплавами, і мають більш високий опір на утому, ніж традиційні матеріали. Якщо границя витривалості металів становить 0,2...0,3 від короточасної міцності, то у високомодульних композитів ця величина досягає 0,5...0,7 [106]. Значно менша, порівняно з металами, чутливість композитів до концентраторів напруг і низька швидкість поширення в них тріщин забезпечують довговічність конструкцій із цих матеріалів.

При впровадженні композиційних матеріалів треба особливо уважно враховувати взаємозв'язок технологічного процесу виготовлення виробу з фізико-механічними характеристиками матеріалу одержуваної конструкції. Важливо звернути увагу на те, що механічні характеристики виробів з композиційних матеріалів визначаються об'ємною (ваговою) часткою в них армуючих елементів, їх розташуванням і зв'язком з матрицею, а також властивостями матричної речовини й матеріалу проміжного шару (аппрета), що забезпечує спільну роботу елементів, які є складовими композита [108]

Фізико-механічні характеристики ПКМ не можна оцінити однозначно. Якщо стандартизовані сталі мають одні й ті самі характеристики, незалежно від несних конструкцій, які з них одержують, то будь-який композит, наприклад вуг-

лепластик, буде мати різні фізико-механічні параметри навіть у межах однієї галузі промисловості залежно від тієї деталі, під яку конструюють матеріал. Різні кількість і вид армуючого елемента дозволяють створювати матеріали, придатні для роботи в якості фрикційних і антифрикційних.

Крім того, на метод експериментального визначення фізико-механічних характеристик істотно впливає технологія одержання виробу[109-112].

Так, методи визначення властивостей матеріалу конструкцій, виготовлених, наприклад, контактним методом формування, істотно відрізняються від методів, розроблених для конструкцій, виготовлених методом намотування. Для дослідження властивостей пластика, отриманого, наприклад методом пултрузії, необхідно випробовувати матеріали, створені за подібною технологією.

Аналіз експериментальних даних ускладнюється ще й наступними обставинами [113,114]:

- у процесі виготовлення композита властивості армуючих елементів можуть змінюватися;
- міцність волокна в матриці може відрізнятись від міцності волокон у вільному стані;
- поведіння матриці може змінюватися внаслідок її армування волокнами.

Отже, для правильної оцінки міцності й деформування композиційних матеріалів на полімерній основі необхідно враховувати характер їхньої структури й ряд специфічних особливостей, властивих цим матеріалам. Найважливіші із цих особливостей наступні [114-116].

- температурно-часова залежність властивостей міцності і деформації;
- анізотропія властивостей пружності і міцності;
- вплив на механічні характеристики агресивних середовищ і зовнішніх впливів, високих енергій.

Кожен з відзначених факторів є предметом самостійного дослідження і відповідно до розглянутого завдання вимагає певних методів проведення дослідів

по визначенню фізико-механічних параметрів в умовах, близьких до експлуатаційних.

У наш час, удосконалення конструктивних елементів об'єктів АКТ можливі тільки за рахунок удосконалення/розробки нових технологічних процесів і розробки нових типів матеріалів. Конструктивні рішення, які інженер-проектувальник може розробити, вже не будуть нести революційних змін в удосконаленні вже створених конструкцій. Застосування САД інструментарію, наприклад, для пошарового моделювання композитних деталей, тільки спрощує процес автоматизації виробництва, удосконалює його, створюючи єдиний зв'язок між конструкцією, міцністю й технологією при створенні нових композитних конструкцій. Ця тенденція стала результатом того, що можливість підвищення фізико-механічних характеристик традиційних металевих сплавів має досить низький потенціал. Перспективним напрямком діяльності в області створення деталей з полімерних КМ прийнято вважати технологію виробництва виробів із ПКМ.

Однак застосування ПКМ у різних галузях машинобудування й особливо для авіа- космічної техніки має ряд проблем, які необхідно враховувати з метою подальшого одержання якісних виробів (таблиця 1.9).

Таблиця 1.9 - Основні фактори проблематики застосування ПКМ

Тип фактора	Опис фактора	Варіанти рішення
Проектувальний	Вибір раціональних КСС і КТР, забезпечення експлуатаційної технологічності, необхідність застосування спеціалізованого програмного забезпечення при проектуванні конструкцій із ПКМ	Підготовка техніко-економічного обґрунтування й оцінка ризиків і окупності дорогого програмного забезпечення. Пошарове моделювання дозволяє оптимізувати конструкції із ПКМ і відкриває шлях до автоматизації ТП розкрою, викладення, намотування. Застосування принципів варіантного й раціонального проектування.

Продовження таблиці 1.9

Тип фактора	Опис фактора	Варіанти рішення
Економічний	Вартість сировини й компонентів, відсутність вітчизняної сировинної бази, необхідність у спеціалізованому дорогому обладнанні.	Уніфікація номенклатури матеріалів. Підвищення коефіцієнту використання матеріалу. Необхідна комплексна програма розвитку хімічної промисловості на рівні держави. Застосування безавтоклавних технологій.
Виробничий	Необхідність спеціально навченого персоналу, необхідність енергоємного обладнання, забезпечення технологічності виробництва	Організувати своєчасне навчання й атестацію персоналу та відвідування тематичних тренінгів. Можливість використання типових процесів. Можливість механізації й автоматизації ТП. Застосування безавтоклавних технологій.
Експлуатаційний	Контроль і ремонт в експлуатації, довговічність, надійність і ресурс конструкцій у циклі ресурсу літака	Раціональне членування агрегатів і введення стиків. Забезпечення взаємозамінності агрегатів, застосування стандартизованих і уніфікованих елементів конструкцій і кріплення. Впровадження датчиків контролю за станом конструкції в експлуатації.
Екологічний	Зниження впливу шкідливих і небезпечних факторів на здоров'я робочого персоналу. Утилізація відходів виробництва.	Забезпечення персоналу засобами індивідуального захисту. Контроль параметрів повітряного середовища (температури, вологості, чистоти). Проведення НДР по впровадженню аналогічних, сучасних і менш шкідливих матеріалів. Заміна традиційних розчинників (ацетон, бензин) на менш шкідливі

У результаті можна зробити висновок, що застосування ПКМ є комплексним питанням, що охоплює стадію проектування й математичного моделювання в сукупності з необхідністю модернізації виробництва, забезпечення виробничих, експлуатаційних і екологічних вимог. Експлуатація розкрійних і викладальних

машин, лазерних проекційних систем дозволить не тільки підвищити якість і точність виготовлення деталей, але й зменшити витрати дорогих матеріалів, скоротити цикли виробництва деталей і зменшити обсяг ручної праці, а забезпечення необхідних параметрів навколишнього середовища дозволяє знизити вплив шкідливих і небезпечних факторів на здоров'я робочого персоналу. Безумовно, виконання комплексу таких заходів вимагає чималих початкових інвестицій, однак як показує практика багатьох закордонних компаній, що спеціалізуються на серійному виробництві композитних деталей у рамках кооперації європейських і американських авіаційних програм, такі інвестиції окупаються.

Ускладнення конструкцій у сукупності з необхідністю забезпечення серійного виробництва літаків і одночасним скороченням ручної праці для підвищення й забезпечення якості агрегатів, що виготовляються, виявилось певним поштовхом для розвитку автоматизації й механізації виробництва, що містять у собі розробку нового або модернізацію існуючого устаткування, впровадження нових технологічних процесів і матеріалів [117-119]. Трансформація технологічних процесів, устаткування, матеріалів, необхідних для виготовлення силових конструкцій (primary structure) з композитів є яскравою демонстрацією цієї динаміки.

Як вже відзначалося, економія матеріальних ресурсів є провідною лінією сучасного розвитку промисловості. Із цим нерозривно зв'язані питання проектування несних рівномісних конструкцій. Створити подібні деталі машин з полікристалічних матеріалів не можливо через різний характер розподілу напруг при навантаженні. Наприклад, у циліндричній замкнутій оболонці, що перебуває під дією внутрішнього тиску, окружні напруги в 2 рази перевищують меридіальні. Якщо циліндричну оболонку виконати з композиційного матеріалу волокнистої структури, тобто, розподіливши кількість волокон в окружному напрямку у два рази більше, ніж у меридіальному, одержимо рівномісну циліндричну оболонку.

Одним зі специфічних завдань, що виникають не тільки в машинобудуванні, але й у багатьох інших галузях промисловості, є створення тріщиностійких конструкцій. Це завдання надзвичайно складно вирішувати для конструкцій типу газопроводів, які виготовляються, як правило, з ізотропних матеріалів полікристалічної струк-

тури. Композиційні матеріали дозволяють знайти рішення й у цьому випадку. Армуючі елементи надають або гальмуючу, або напрямну дію на тріщини, що запобігає катастрофічним руйнуванням, які можуть супроводжуватися розльотом дрібних часток, здатних поранити оточуючих людей або ж ушкодити сусідні вузли.

Останні наукові розробки по вдосконаленню складу й структури ПКМ знаходять своє відображення при створенні принципово нових матеріалів: інтелектуальних композитів, що адаптуються, високотермостійких, високомодульних і розміростабільних вуглепластиків, шаруватих армованих металопластиків і ін. [115,116].

Розробляються інтелектуальні матеріали з функціями самодіагностики й адаптування при експлуатації. Ці матеріали будуть здатні здійснювати самодіагностику при експлуатації (оцінку рівня й небезпеки напруженого стану й ступеня пошкоджуваності, визначення залишкового ресурсу) і направлено поліпшувати свої параметри у складній або екстремальній ситуаціях з метою збереження працездатності конструкції і зведення до мінімуму негативних наслідків зовнішнього впливу [109,116,120].

Відмінною особливістю вуглепластика, що адаптується є особливий тип структурної анізотропії, створюваної нетрадиційним укладанням моношарів. У складі конструкції вісь анізотропії вуглепластика становить деякий кут з лінією дії навантаження. Завдяки цьому під впливом аеродинамічного навантаження відбувається цілеспрямована зміна геометрії конструкції, що сприяє перерозподілу і зниженню діючих навантажень. Адаптація конструкції забезпечує стабільність кутів атаки і, як наслідок, високі аеродинамічні характеристики при польотах з великими кутами атаки і високу маневреність літака.

Наступним завданням в цій області є застосування вуглепластиків, що адаптуються в конструкціях АТ з ПКМ, що може забезпечити зниження їх маси і підвищити безпеку експлуатації за рахунок саморозвантаження конструкції під впливом зовнішніх навантажень. В результаті відбувається зменшення діючих навантажень і їх часткове розвантаження [106].



Одним із методів запобігання створенню тріщин у композитних конструкціях, які знаходяться у експлуатації є метод структурного моніторингу працездатності (Structural Health Monitoring – SHM) композитних конструкцій. Важливими у цій галузі є інтелектуальні системи моніторингу, які дозволяють здійснювати безперервний моніторинг навантаження і виявляти пошкодження конструкцій літаків в процесі експлуатації. Потенційно такі системи дозволять скоротити частоту і витрати на проведення наземних перевірок, що підвищить безпеку та надійність і подовжить життєвий цикл повітряних суден. Одним з таких методів є застосування оптоволоконних датчиків (Fiber Optical Sensors – FOS), які влаштовані за принципом роботи волоконних Брегівських решіток (Fiber Bragg Grating – FBG).

Ця технологія стає все більш цікавою через переваги, які включають більш високу чутливість, стійкість до електромагнітних перешкод і довговічність. Крім того, їх можливості мультиплексування дозволяють значно зменшити кількість проводів, необхідних для електричних тензодатчиків та акселерометрів, які традиційно використовуються для моніторингу навантаження.

Оптоволоконна решітка Брегга представляє собою сукупність відбивачів світлової хвилі, нанесених в короткому сегменті оптичного волокна (1-10 мм), які відображають світловий промінь з певною довжиною хвилі (в певному діапазоні). Ця решітка являє собою періодично змінюваний показник заломлення в волокні. Деформація деталі, а разом з нею і впровадженого волокна, індукують деформацію оптоволоконна, що призводить до зміщення довжини відбитої хвилі (зміщення відбитого спектру). Застосовуючи певний калібрувальний коефіцієнт, зрушення хвилі можна перетворити в значення деформації.

Для впровадження і застосування такого роду технологій для відстеження стану конструкції в експлуатації необхідно вирішити такі завдання:

- інтеграція бортового аналізатора в систему управління літаком із забезпеченням безперервності вимірювання даних, що надходять з FBG-датчиків, в процесі експлуатації повітряного судна;

- розробка серійної методики установки FBG-датчиків в елементи і вузли конструкції літака;

- розробка більш досконалих алгоритмів прогнозування надійності і стану конструкції повітряного судна, що накопичуються даними від системи вбудованого моніторингу.

Так, сьогодні прогнозується, що сучасні тенденції розвитку науки і техніки призведуть до створення принципово нових і серед них - так званих «інтелектуальних» матеріалів з функціями самодіагностики і адаптації до спектру діючих навантажень і умов зовнішнього середовища при експлуатації. Вони будуть здатні адекватно здійснювати оцінку рівня і небезпеки напруженого стану і ступеня пошкодження, і на основі цієї інформації визначати залишковий ресурс і направлено поліпшувати свої параметри в складних або екстремальних ситуаціях з метою збереження працездатності конструкції і зведення до мінімуму негативних наслідків зовнішнього впливу.

Всебічні дослідження ПКМ дозволили виявити невідомі або одержати додаткові відомості по раніше слабо вивченим властивостям, властивим вуглепластикам, таким як прозорість для рентгенівських і звукових хвиль, хімічна стійкість, тепло- і електропровідність, здатність до екранування (поглинання) електромагнітного випромінювання, розміростабільність і ряд інших специфічних властивостей [121, 122].

Розглянуті й проаналізовані вище основні першопричини й закономірності, що впливають із них, приводять до необхідності розширення використання ПКМ у машинобудуванні в цілому й у виробах АКТ особливо. Узагальнюючи викладене вище варто визначити, що першопричинами впровадження ПКМ є їх специфічні характеристики (властивості), що утворюють елементи ефективності відносно аналогічних властивостей традиційних конструкційних матеріалів. Саме ці елементи формують основні закономірності впровадження ПКМ в АТ.

Разом з тим необхідно зробити наступні зауваження щодо динаміки росту світового обсягу впровадження ПКМ в АКТ, що визначає одну із найбільш високотехнологічних галузей промисловості. Аналіз динаміки росту світового обсягу за-

стосування ПКМ в АКТ у хронологічному порядку, не є цілком коректним з ряду причин.

По-перше, необхідний облік диференціації цього обсягу в АКТ і авіаційній техніці, так як для цих двох умовних підгалузей техніки, часто поєднаних в одну галузь внаслідок функціональної близькості їхніх об'єктів, єдиний перелік критеріїв ефективності має істотно різні рівні їх важливості. По-друге, різні рівні важливості критеріїв цього переліку визначаються різними умовами, що превалюють в окремих країнах, сформованих по цілком певних ознаках, що відбиває суспільно-політичний уклад, технічний рівень, військово-промисловий потенціал, сумарний національний дохід, фактори орієнтації на ті або інші пріоритети розвитку держави й т.п. По-третє, істотну специфіку відображають особливості групи об'єктів кожної із цих умовних підгалузей за умовами їхньої експлуатації й науково-технічному потенціалу забезпечення створення цих об'єктів, що має місце в цій країні або групі країн.

Детальний облік факторів, що охоплює кожну із цих трьох причин некоректності інтегрального аналізу динаміки зростання світового обсягу застосування ПКМ у галузі АКТ може призвести до помилкових висновків відносно гранично (максимально) доцільного обсягу застосування композитів для конкретної групи об'єктів, а саме вітчизняних повітряних суден транспортної категорії.

Виконаний аналіз впровадження полімерних композиційних матеріалів в агрегатах транспортних літаків дозволяє зробити наступні висновки:

- першопричинами впровадження ПКМ є їх специфічні характеристики (властивості), що утворюють елементи ефективності щодо аналогічних властивостей традиційних конструкційних матеріалів;

- значна залежність властивостей ПКМ від технологічних параметрів викликає необхідність точного визначення їхніх припустимих границь у кожній технологічній операції процесу виготовлення, а також розробки ефективних технологічних способів, устаткування й оснащення, що дозволяють регулювати дію негативних факторів для забезпечення регламентованих параметрів виробу із ПКМ. У зв'язку із цим технологія виробництва виробів із ПКМ опиняється в центрі ува-

ги. Пріоритет технології спостерігається в наш час у процесах інтенсивного впровадження ПКМ у цивільних літаках;

- у світі зберігається тенденція широкого застосування ПКМ і спостерігається перманентне зростання обсягів виробництва композитних виробів, що у свою чергу породжує розвиток нових технологічних процесів, таких як адитивні технології, виробництво виробів з термопластичних матеріалів;

- визначені основні групи проблем застосування ПКМ і запропоновані варіанти їх рішення;

- визначено, що на фізико-механічні характеристики деталей із ПКМ істотно впливає вибір технології одержання виробу, крім цього, при оцінці міцності й деформативності ПКМ необхідно враховувати характер їх структури й ряд специфічних особливостей, таких як анізотропія властивостей, чутливість до концентраторів напруг, низькі показники ударної в'язкості, міцності й твердості при мішаровому зрушенні.

#### **1.4 Мета і задачі дисертації**

Як вже зазначалося вище, в світі спостерігається перманентне зростання застосування ПКМ в різних галузях промисловості, особливо в авіабудуванні. Наслідком розвитку матеріалознавчої бази для виробів з ПКМ стало розвиток і створення нових технологічних процесів виробництва виробів з ПКМ для авіаційної техніки (розділ 1.1-1.2).

Однак ефективне застосування полімерних композитів для конструкцій і агрегатів авіаційної техніки пов'язане з рядом проблемних аспектів, які знаходяться на різних етапах життєвого циклу виробів - від раціональних методів проектування до утилізації з необхідністю забезпечення економічних, екологічних та експлуатаційних вимог (розділ 1.3). Це свідчить про необхідність розробки наукових основ підвищення ефективності створення конструкцій з ПКМ на протязі життєвого циклу виробів із забезпеченням високого рівня якості і ресурсу для підвищення ступеня конкурентоспроможності вітчизняних літаків транспортної категорії.

Виходячи з цього **метою дисертації** є підвищення вагових, економічних і льотно-технічних характеристик вітчизняних літаків транспортної категорії, які забезпечують їх високу конкурентну здатність шляхом розробки наукових основ підвищення ефективності створення конструкцій із ПКМ на етапах життєвого циклу виробу.

Для досягнення цієї мети автором проводився системний аналіз результатів, отриманих вітчизняними та зарубіжними дослідниками і організаціями в області застосування полімерних композиційних матеріалів, а також ряд науково-дослідних і прикладних робіт з дослідження нових матеріалів і технологічних процесів для виробів з ПКМ протягом останніх 7 років після захисту кандидатської дисертації.

Для досягнення поставленої мети в дисертації були сформульовані й вирішені такі задачі.

1. Провести аналіз основних проблем розвитку, процесів впровадження та збільшення застосування обсягів ПКМ в транспортних літаках.
2. Описати класифікаційні аспекти та розробити комплексний критерій раціонального вибору технологічних процесів для виробів із ПКМ.
3. Розробити алгоритм вибору процесів виробництва на підставі долевих складових етапів життєвого циклу виробів.
4. Розробити генеральну класифікаційну таблицю, що враховує теоретичні, технологічні та експериментальні етапи створення виробів із ПКМ з урахуванням принципових підходів по створенню технологічного оснащення та відпрацювання технологічних процесів виробництва.
5. Розробити критерії вибору основних параметрів технологічного оснащення для різних типів конструкцій з ПКМ та описати їх вплив на якість виробів з ПКМ.
6. Розробити проектний комплекс по оптимізації конструктивно-технічних параметрів ПКМ з метою підвищення ефективності їх застосування в агрегатах транспортних літаків.

7. Визначити ступінь впливу автоматизації технологічних процесів на вартісні показники виробів з ПКМ.

Викладені в розділі 1 результати знайшли відображення в публікаціях автора, патентах на винахід та були повідомлені на конференціях вчених і фахівців [4,5,9,41-47,70, 73-80, 117-119, 121-122].

## РОЗДІЛ 2

### ОСНОВИ КЛАСИФІКАЦІЇ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ДЛЯ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ ПКМ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

#### 2.1. Сучасний стан технологічних процесів виготовлення конструкцій із ПКМ і методи підвищення їх ефективності

В останнє десятиліття обсяги застосування ПКМ у виробках авіаційної, ракетно-космічної й автомобільної техніки досягли значних масштабів і продовжують збільшуватися [123,124].

Розробка нових конструктивно-технологічних рішень (КТР), у першу чергу для виробів авіаційної техніки, спричинила до необхідності їх технологічної реалізації. Це сприяло появі нових і трансформації існуючих видів виробничих процесів для забезпечення відповідності сучасним вимогам по ступеню автоматизації, якості й виробничій ефективності.

Різноманітність технологічних процесів (ТП) виробництва виробів із ПКМ призвела до необхідності перегляду класифікації й синтезу комплексу критеріїв по оцінці їх ефективності в сучасних умовах виробництва. Подібні класифікації технологічних процесів описані в роботах д.т.н., професора Гайдачука В.Є, д.т.н. Циплакова О.Г. і ін.[94,125,126].

За результатами аналізу цих робіт можна зробити висновок, що ряд підготовчих і частина основних процесів у цих класифікаціях втратили свою актуальність, тому що відповідали періоду часу, у якому вони були розроблені (операції розшліхтовки, апаративання, напилювання й ін.), а з'явилися нові, більш сучасні технологічні процеси, які одержали свій розвиток, наприклад безавтоклавні методи формування й адитивні технології. У зв'язку із цим, і з огляду на результати аналізу автором сформована загальна дворівнева класифікація технологічних процесів виробництва виробів із ПКМ (рис. 2.1).

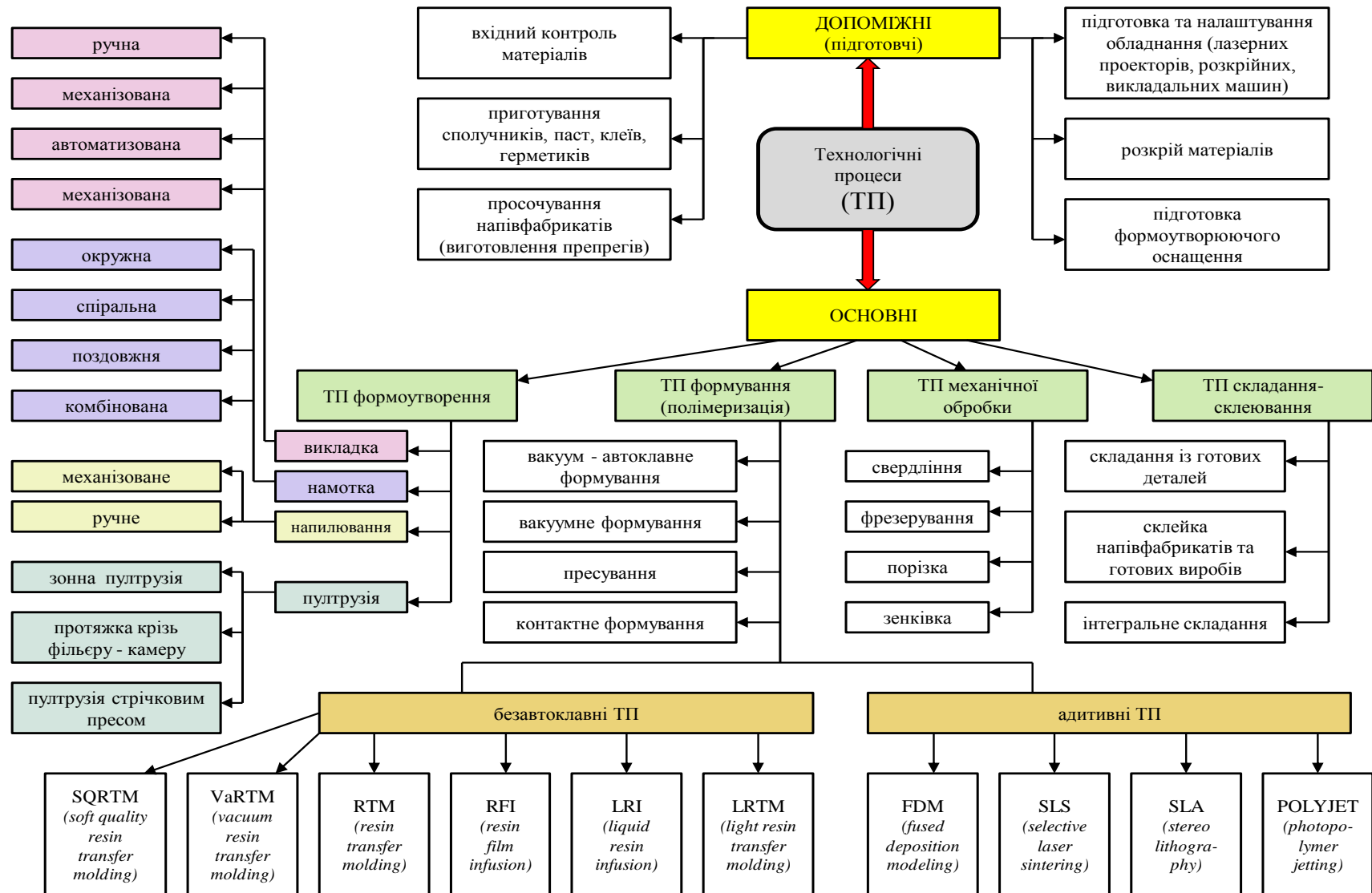


Рисунок 2.1 – Схема загальної дворівневої класифікації ТП для виробів із ПКМ



Аналізуючи пропоновану класифікацію, можна відзначити наступні її особливості:

- за останні роки кількість допоміжних операцій значно скоротилася, цьому сприяла розробка сучасних матеріалів, що не вимагають попередніх операцій по підготовці армуючих наповнювачів перед їх просоченням (апретування, снування, розшліхтовка, випалювання);

- спостерігається тенденція зниження обсягів самостійного виготовлення препрегів (операція просочення) за рахунок використання готових препрегів імпортованих виробників високої й стабільної якості;

- процеси приготування клеїв не вимагають окремих операцій по підготовці їх компонентів (розігріву й розчинення компонентів). Клеї та герметики постачаються в готовому вигляді в шприцах або спеціальних змішувачах, що забезпечують механізоване змішування компонентів безпосередньо перед використанням у потрібних пропорціях;

- у зв'язку зі збільшенням автоматизованих операцій, з'явилися операції по підготовці й налагодженню обладнання перед роботою, такі як завантаження матеріалу для розкрійних і викладальних машин, завантаження файлів розкрою або укладання, позиціонування оснащення перед роботою з лазерними проекторами та ін.;

- група основних процесів значно розширилася за рахунок появи й розвитку двох нових груп: безавтоклавних і адитивних технологій. Група безавтоклавних процесів продовжує активно розвиватися й включає в собі більш ніж 60 типів методів і автор не ставить перед собою ціль їхньої класифікації й докладного опису, цьому присвячений ряд робіт [127-135], а тільки вказує на їх значимість.

У [136] показано, що ефективність технологічних процесів (ТП) виробництва виробів із ПКМ визначається ступенем автоматизації процесів  $A_{ТП}$ , що знижує обсяг ручної праці у їх складі.

Саме ручна праця значною мірою є причиною технологічних дефектів у виробках, провокує нестабільність фізико-механічних характеристик (ФМХ) ПКМ – коефіцієнт їхньої варіації  $V$  і вимагає збільшення коефіцієнта запасу міцності виробу  $K_3$ .

Таким чином, чим менший обсяг ручної праці, тим вища якість виробу, коротший виробничий цикл, нижча трудомісткість виготовлення, а також собівартість технологічної підготовки виробництва. Отже збільшення ступеня автоматизації ТП виробництва агрегатів ПС ТК із ПКМ є практично універсальним засобом підвищення ефективності впровадження виробів із ПКМ.

Єдиною перешкодою для підвищення ступеня автоматизації ТП виробів із ПКМ є необхідність досить істотного капіталовкладення на покупку спеціального обладнання й виготовлення оснащення, строки окупності яких знижують динаміку ефективності впровадження композитів у ПС ТК.

У [137] описана концепція ефективного розвитку технологій і виробництв з виготовлення авіаконструкцій із ПКМ, при цьому структура виробництва, технологічних процесів і обладнання істотно відрізняється від традиційного авіабудування з металу.

До технологічних аспектів, пов'язаних з підвищенням ефективності авіаційних конструкцій із ПКМ, відноситься досягнення заданих стабільних ФМХ цих матеріалів шляхом підвищення ступеня механізації й автоматизації виробничих процесів. При цьому поряд із застосуванням препрегової технології все ширше впроваджуються безавтоклані технології виробництва ПС ТК із ПКМ [138-146].

На рис. 2.2 показані залежності, що визначають ефективність застосування ПКМ у конструкціях літаків. Там же наведена екстраполяція кривої ступеня автоматизації й механізації ТП  $A_{ТП}$  і кривої коефіцієнта запасу міцності  $K_z$  в сторону менших коефіцієнтів варіанта  $V$  (пунктир) [136].

Аналіз наведених залежностей рис. 2.2 показує, що зменшення коефіцієнта варіації фізико-механічних властивостей до 5...7% досягається шляхом створення технології, обладнання й оснащення, спрямованих на підвищення ступеня механізації й автоматизації серійного виробництва до 60...80%, що дозволяє зменшити коефіцієнт запасу при проектуванні конструкцій до 1,5.

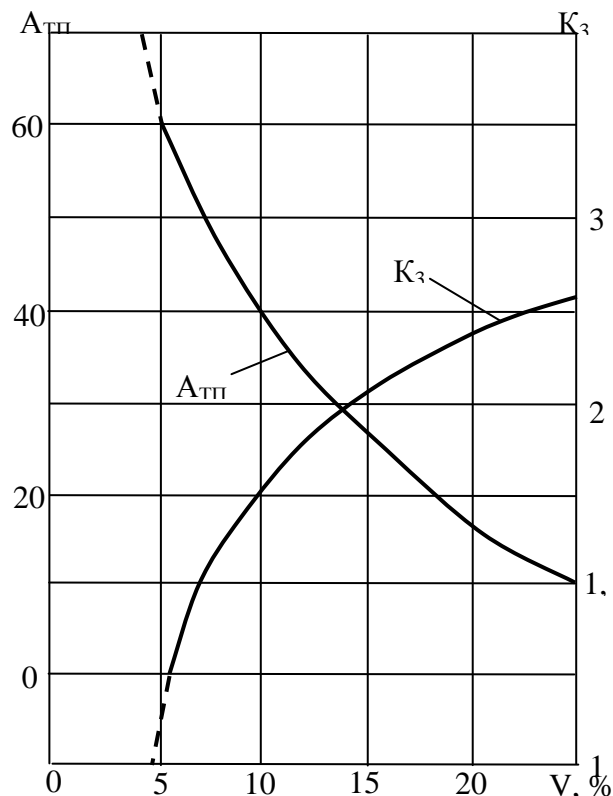


Рисунок 2.2 – Криві залежності коефіцієнта варіації механічних властивостей  $V$  і коефіцієнта запасу міцності  $K_3$  від ступеня автоматизації та механізації технологічних процесів  $A_{ТП}$

В [106] показано, що на величину економії маси конструкції впливають наступні основні характеристики, досягнення яких здійснюється технологічними методами: зменшення коефіцієнта запасу міцності  $K_3$ ; зменшення кількості з'єднань і створення інтегральних конструкцій; раціональне конструювання під автоматичні методи виготовлення (збільшення технологічності конструкції).

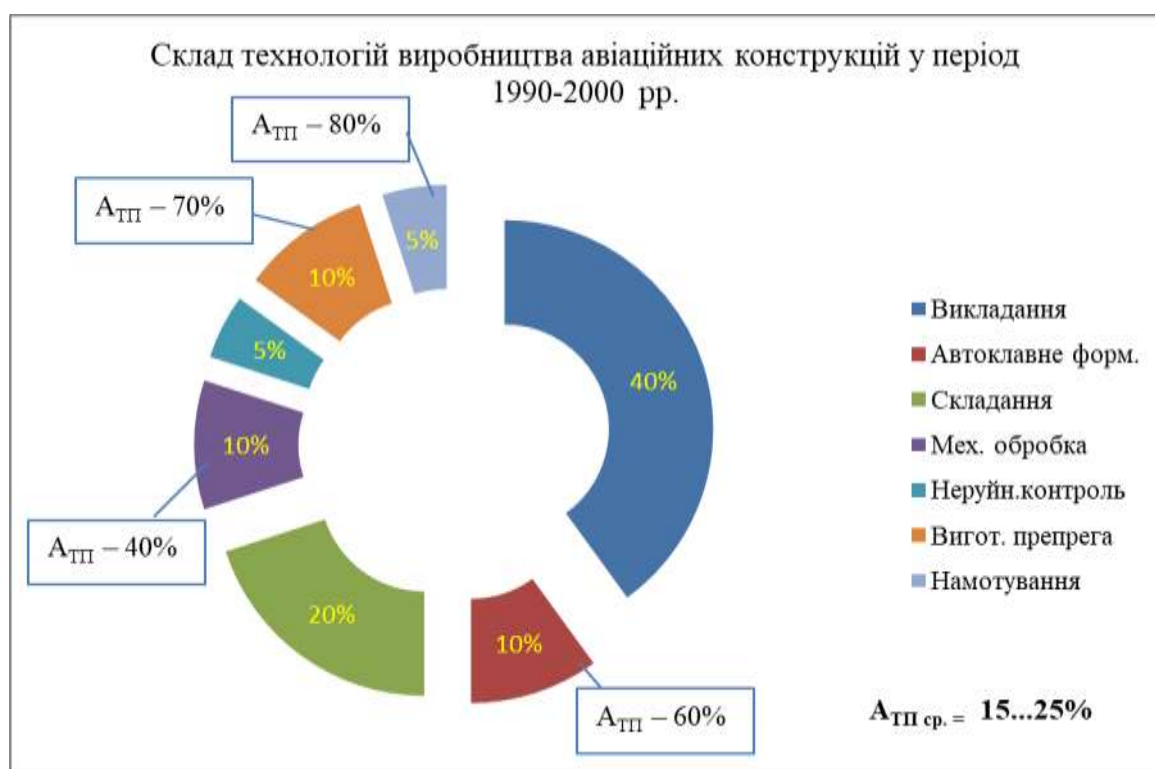
В [106] наведені результати розрахунків прогнозу зміни структури основних технологічних процесів по мірі їх розвитку й збільшення ступеня автоматизації й механізації за десятиліття, що переважає 2000 рокам, і наступні 15 років.

Середній рівень автоматизації усього комплексу технології виробництва ПС ТК із ПКМ, що включає 9 складових (рис. 2.3), можна визначати по формулі

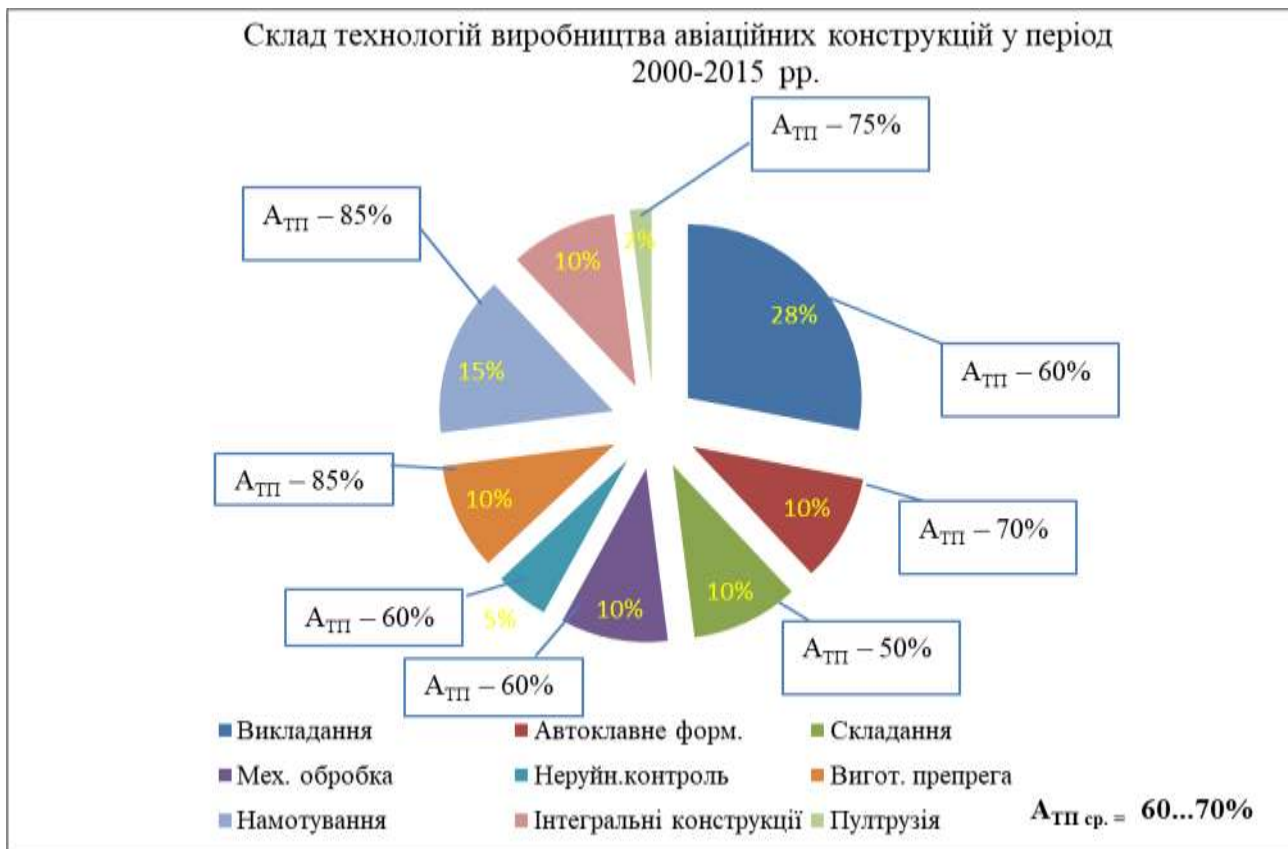
$$A_{ТП\text{ ср}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \varphi_i A_{ТП i} \quad (2.1)$$

де  $n$  - число складових технологічного комплексу ТП (структура технології);  
 $\varphi_i$  - частка  $i$ -ї складової технологічного комплексу;  $A_{ТП i}$  – рівень автоматизації  $i$ -ї складової технологічного комплексу.

Середній рівень автоматизації всієї структури технології в період 1990-2000 р. становив 18%, а за прогнозований період 2000-2015 р.  $A_{ТП i} = 67\%$ . Як видно з рис. 2.3 намотування – найбільш автоматизований процес (ступінь автоматизації  $A_{ТП}$  становить 85%), який потребує значно ширшого впровадження в елементи конструкцій. Питомий обсяг цього процесу збільшився від 3-5 до 15-20%. За рахунок цього обсяг застосування найбільш трудомісткого процесу викладання трохи скоротиться (з 40% до 28%). При цьому значно зростає  $A_{ТП}$  викладання завдяки використанню спеціального устаткування (до 60%).



а) склад технологій виробництва у період 1990-2000 рр.



б) склад технологій виробництва в період 2000-2015 р.

Рисунок 2.3 - Зміна структури технологій виробництва авіаційних конструкцій і ступеня їхньої автоматизації  $A_{ТП}$

У структурі процесів постійно зростають і займають усе більше значне місце технології виготовлення інтегральних конструкцій і автоматизованого неруйнуючого контролю. Відповідно зменшуються обсяги складальних робіт, а ступінь їх механізації й автоматизації зростає. Таким чином, склад структури змінюється у бік виключення деяких ручних або маломеханізованих процесів і розвитку автоматизованих технологій і устаткування. У результаті питома трудомісткість виготовлення деталей зменшується від 25-30 до 5-7 люд.-годин на кілограм конструкції.

## 2.2 Концептуальний підхід до формування класифікації

Класифікація - один з фундаментальних процесів у науці, що є інтелектуальною діяльністю високого рівня, необхідною для розуміння об'єктів, явищ, процесів. Під класифікацією розуміють упорядкування об'єктів (процесів, явищ) по їхній схожості [147,148]. Однак, те, що досить однозначно сприймається на інтуїтивному рівні, має безліч аспектів як якісного (кваліметричного), так і кількісного (метрологічного) порядків.

Більш строгі визначення класифікації наведені в [149]: класифікація (лат. classis - розряд, група, facio - робити) - розподіл предметів будь-якого роду на взаємозалежні класи по найбільш істотних ознаках, що властиві предметам даного роду і відрізняють їх від предметів інших родів. Кожний клас займає в отриманій системі - класифікаторі - певне постійне місце й ділиться на підкласи. Розрізняють класифікації [149]:

- природні, в основі яких перебуває істотна ознака, обумовлений природою досліджуваних предметів, їх «єством»;
- штучні, в основі яких лежить ознака, що має значення з практичної точки зору для цілей дослідження, що проводиться;
- допоміжні, що дають можливість ефективно (швидко й просто) знайти той або інший індивідуальний об'єкт будь-якої множини по зовнішнім, легко доступним для огляду даним.

Структура штучних і допоміжних класифікацій і заснованих на них класифікаторів, незважаючи на солідність організацій, що приймали участь у їхній розробці, рідко повною мірою відповідають фундаментальному принципу математичної логіки розподілу обсягу понять, відображеному схемою рис. 2.4. Подальші рівні логічного розподілу обсягу понять не регламентовані, що дозволяє вводити їх при необхідності відносно вільно.

У колишньому СРСР таким стандартом став Загальносоюзний класифікатор промислової продукції (ЗКП), що втратив силу в Україні тільки в 1998 році після введення Державного класифікатора продукції й послуг ДК 016-97 [150].

Класифікаційна частина ЗКП [151] використовувала принцип розподілу понять в наступній послідовності: «клас - підкласи - групи - підгрупи - вид». Початок розподілу поняття із класу є цілком виправданим, тому що верхні рівні містяться у самому визначенні даної штучної класифікації, категорією якої є поняття «продукція», видами - промислова й сільськогосподарська продукція.

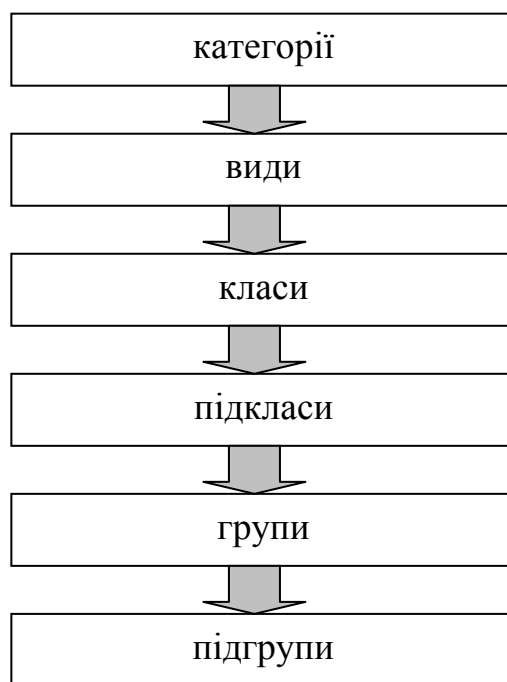


Рисунок 2.4 - Схема структури розподілу обсягу поняття

У 2005 році в Україні був введений Державний стандарт ДСТУ 1.10:2005 «Правила розробки, побудови, викладення, оформлення, введення національних класифікаторів» [152], у якому визначені:

- сфера використання;
- терміни й визначення понять;
- правила розробки класифікатора;
- правила внесення змін у класифікатор і його скасування.

У цьому стандарті класифікатор визначений як документ, у якому відповідно до прийнятих ознак класифікації й методів кодування об'єкти класифікації розподілені на угруповання і цим угрупованням привласнені коди (ДСТУ 1.0), а класифіка-

ція - це розподіл множини об'єктів на підмножини на основі їх схожості або несхожості.

Як впливає із цих визначень, вони не суперечать класичним, але містять тільки найбільш загальні поняття цього роду.

На основі цього стандарту у 2010 році в Україні був уведений новий Державний класифікатор продукції й послуг (ДКПП) ДК 016:2010, що розширює й конкретизує зміст скасованого ДК 016:97 [153]. Використання ДКПП забезпечує умови для вирішення наступних завдань:

- виконання комплексу облікових функцій по продукції й послугам у рамках робіт з державної статистики;

- складання міжгалузевого балансу виробництва й розподіли продукції й послуг відповідно до системи національних рахунків;

- проведення зіставлень національних статистичних даних з даними Статистичної Комісії Європейського Союзу (Євростата) і ООН;

- подання інформації про вітчизняну продукцію й послуги на ринки інших країн через відповідні кодові позначення;

- організація й забезпечення функціонування системи оподаткування суб'єктів господарювання;

- створення інформаційних систем для забезпечення зовнішньоекономічних зв'язків і торгівельної діяльності з виходом на міжнародні електронні системи передачі даних;

- використання кодів продукції й послуг ДКПП із системою перехідних ключів як спосіб спілкування при роботі з міжнародними банками даних в інформаційно-обчислювальних мережах.

Загальна ієрархічна структура системи класифікації ДКПП має наступну форму: «розділ (xx) - група (xx.x) - клас (xx.xx) - категорія (xx.xx.x) - підкатегорія (xx.xx.xx) - позиція (xx.xx. xx-xx) - тип (xx.xx. xx-xx.x) - підтип (xx.xx. xx-xx.xx).

Безсумнівно, що будь-який прийнятий Державний стандарт, у тому числі й ДКПП, підлягає безумовному виконанню, однак, не можна не відзначити у зазначе-



ній вище ієрархічній структурі великої кількості логічних невідповідностей, що перевищує таке у всіх міжнародних штучних або допоміжних класифікаціях.

Якщо виникла необхідність користування поняттями вищого рівня «категорія», то, очевидно, варто було б зазначену вище структуру ідентифікувати відповідно до класичного принципу розподілу поняття (табл. 2.1).

Таблиця 2.1 - Зіставлення ієрархії розподілу поняття ДКПП відповідному класичному принципу

№ п/п	Розподіл поняття в ДКПП	Класичний принцип розподілу поняття
1	Розділ	Категорія
2	Група	Вид
3	Клас	Клас
4	Категорія	Група
5	Підкатегорія	Підгрупа
6	Тип	відсутній*

ДКПП не виключає використання галузевих класифікацій, що є допоміжними щодо прийнятої в стандарті. Одною з таких досить важливих для авіа-космічної галузі є класифікація технологічних процесів виробництва виробів із ПКМ.

У роботах Забашти В.Ф. [154, 155] наведена класифікація елементів конструкцій з полімерних КМ як окремого класу конструкцій. Цей клас складається із трьох підкласів, кожний з яких утворює самостійний розділ з відповідними класифікаційними угрупованнями. Запропонована ним система класифікації конструкцій із ПКМ дає уявлення про рівень ієрархії понять конструкцій із ПКМ.

В [147] Сливінським В.І. вирішене завдання синтезу допоміжної класифікації стільникових конструкцій (СК) і стільникових заповнювачів (СЗ) з метою її використання для їх виробництва.

Наявність ДКПП вимагає узгодження з ним на регламентованих в ньому рівнях кожного рангу поділу поняття відповідної допоміжної класифікації, якою є й класифікація СК.

У той же час відповідні розділи видів продукції ДКПП, у рамках яких можуть ефективно застосовуватися СК, містять у своїх класифікаційних угрупованнях далеко не повну систему рангів розподілу поняття.

Відмінною рисою класифікатора СЗ як кінцевого продукту є деяка спроба автора погодити ознаки СЗ як конструкції (готового виробу) з ознаками «методи виготовлення» і «устаткування й оснащення виробництва», що є різними, хоча й послідовно сполученими етапами життєвого циклу виробу.

Ця спроба, очевидно, є першою в концептуальному підході створення класифікацій і класифікаторів, що їх реалізують, у якій об'єднані на перший погляд несумісні види продукції: конструкція як об'єкт - виробництво цього об'єкта - його випробування - експлуатація об'єкта і його утилізація. Тобто з однієї сторони це класифікація етапів життєвого циклу продукту в їх функціональній єдності, а з іншого боку - класифікація окремих, самостійних об'єктів, що підкоряється класичному принципу розподілу понять і чотирьом основним правилам побудови допоміжних класифікацій [149,156].

- в одній і тій же класифікації необхідно прийняти одну й ту ж підставу;
- обсяг членів класифікації повинен дорівнювати обсягу класу, що класифікується (рівність розподілу);
- члени класифікації повинні взаємно виключати один одного, тобто жоден з них не повинен входити в обсяг іншого класу;
- розподіл на підкласи повинен бути безперервним, тобто необхідно брати найближчий підклас і не перескакувати в більш віддалений підклас.

При розробці класифікації й класифікатора стільникових конструкцій автором були вирішені актуальні завдання класифікації СК і пов'язаної з нею класифікації СЗ [157].

## 2.3 Класифікація й класифікатор етапів життєвого циклу виробів із ПКМ

Нижче приведені обґрунтування й короткий опис запропонованої автором класифікації й класифікатора виробів із ПКМ із урахуванням технологічних процесів їх виготовлення, як однієї із складових конструкцій повітряних суден транспортної категорії.

Очевидно, що класифікаційна схема (рис.2.5) повинна бути максимально гармонізована з відповідною структурою цифрових кодів для утворення класифікаційних угруповань у ДКПП, тобто включати в себе в якості первинних кодів відповідні класифікаційні угруповання ДКПП [150].

Необхідно відзначити одну особливість допоміжної класифікації (членування) цієї схеми. У представленому виді для її кодування недостатньо одного розряду для кожного рівня членування. Практичні потреби викликають необхідність більш детального визначення поняття на деяких рівнях, що уточнює (конкретизує) ту чи іншу ознаку.

Класифікація, представлена схемою на рис. 2.5, спрямована на вирішення завдання вибору групи технологічних процесів. Ця класифікація передбачає розробку алгоритмів оптимізації вибору ТП по цільовим функціям, що відповідають ознаці класифікаційного рангу.

Такий підхід описує типи процесів у загальному виді без комплексного забезпечення життєвого циклу всього виробу. Створення такого теоретичного забезпечення є комплексною проблемою, вирішення якої представляється раціональним у вигляді опису технологічних процесів у комплексі повного життєвого циклу виробу.

У відповідності із викладеним вище підходом до синтезу класифікації технологічних процесів виробництва авіаконструкцій із ПКМ, можливо виділити 7 груп ознак видів категорії «Етапи життєвого циклу авіаконструкції із ПКМ», що представлені на рис. 2.6.

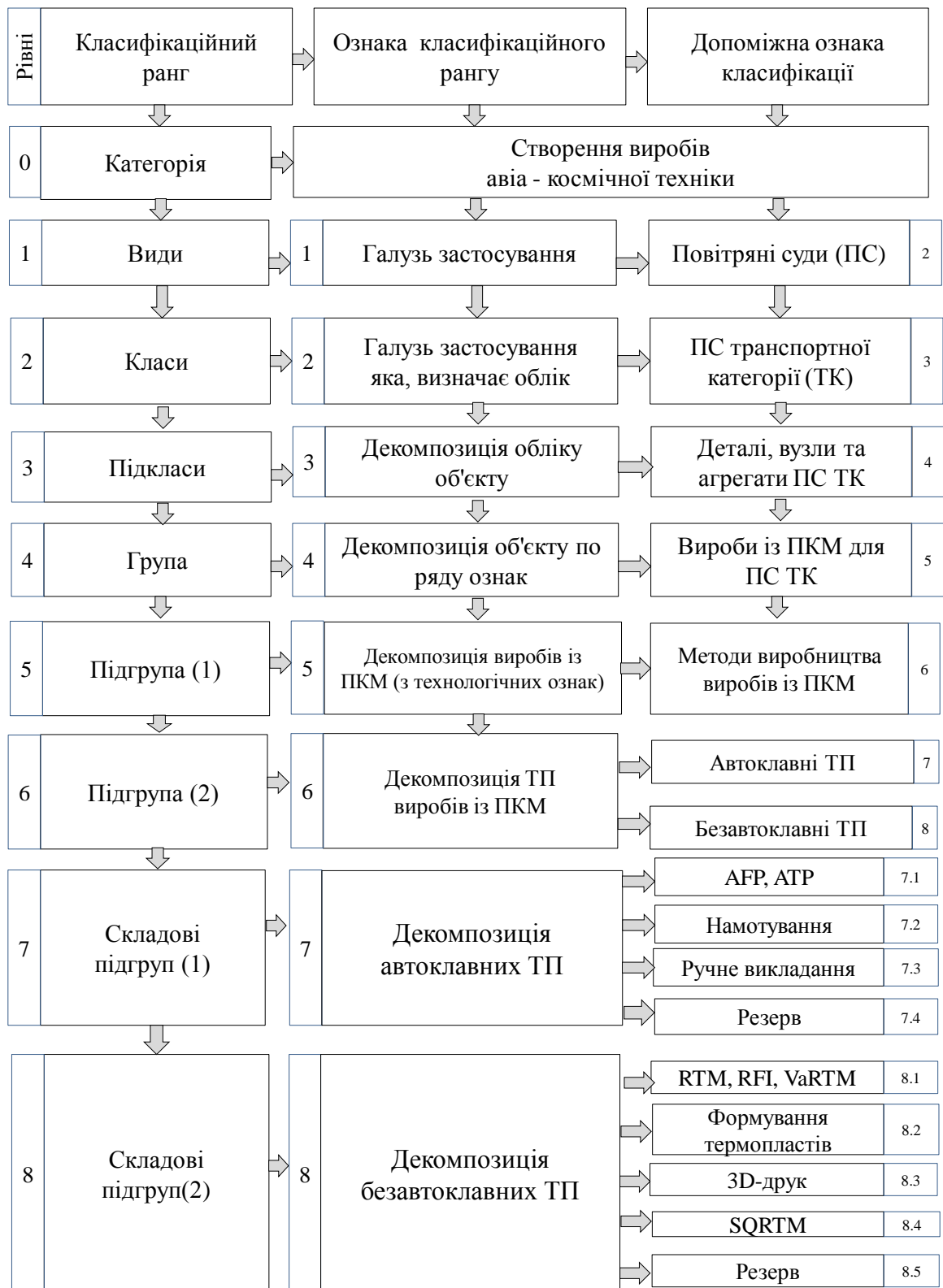


Рисунок 2.5 - Ієрархічна класифікаційна схема членування процесу створення виробів із ПКМ по ряду ознак

Перший вид «Ефективність вихідного етапу життєвого циклу авіаконструкцій із ПКМ» містить у собі інформацію про конструкційні матеріали, необхідну вже

на третьому ієрархічному рівні, що відповідає першій стадії внутрішнього проектування літака [158], на якому відбувається визначення його вигляду й проектних параметрів, що задовольняють заданим вимогам. На цій стадії практично здійснюється вичленовування із планера літака агрегатів і вузлів, що проектуються і згодом виготовляються із ПКМ, тобто відбувається декомпозиція авіаконструкцій із ПКМ.

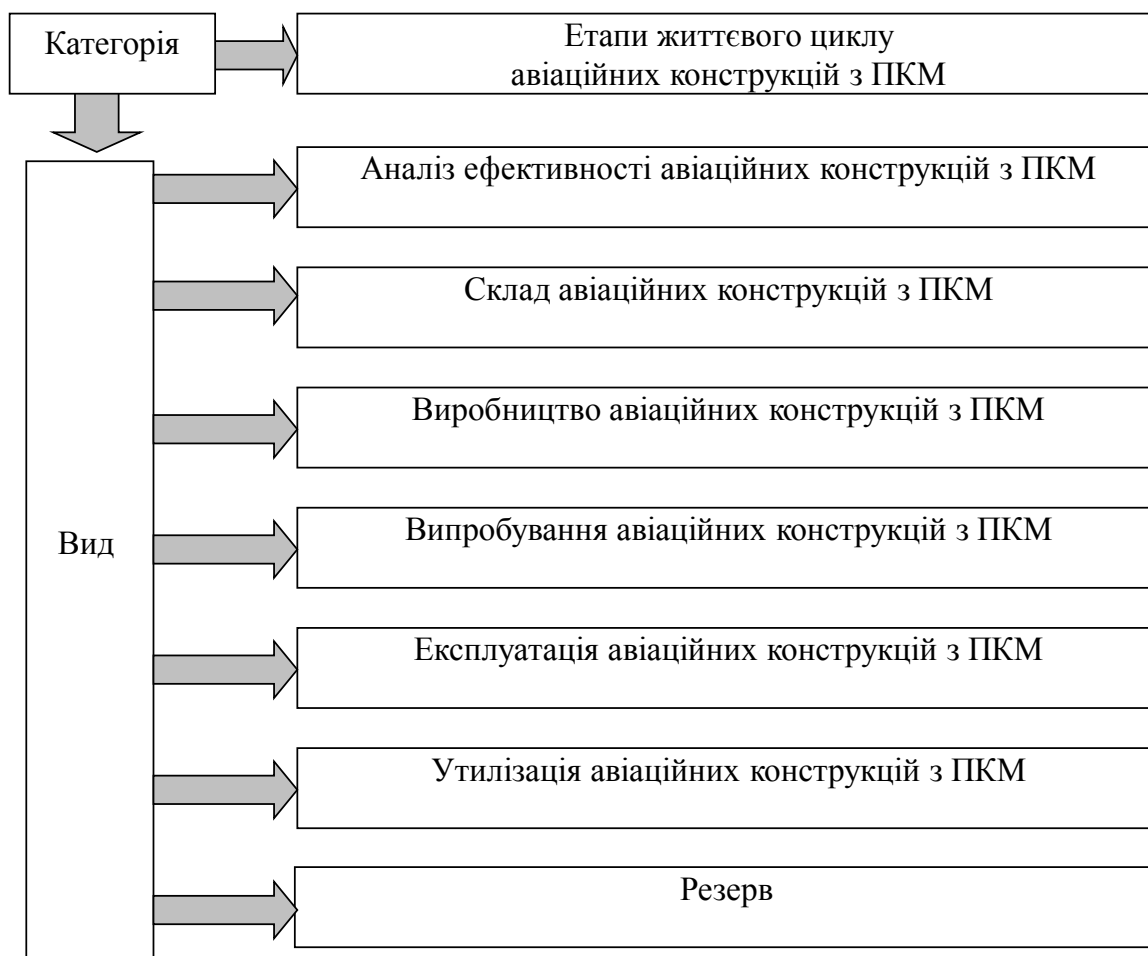


Рисунок 2.6 - Верхній рівень декомпозиції класифікатора категорії «Етапи життєвого циклу авіаконструкції із ПКМ» (види)

У цих умовах досить важливою проблемою є вибір системи критеріїв, що дозволяють для кожного розглянутого рівня проектних завдань, для кожного елемента підсистеми вибирати такі параметри й характеристики, які б забезпечували високу ефективність системи в цілому. При цьому необхідно керуватися принципом опти-

мальності, який говорить: якщо об'єкти елементів і підсистем всіх рівнів оптимальні за критеріями, що відповідають системам більш високого рівня, то вся система оптимальна. Це означає, що хоча кожній стадії проектування й кожній підсистемі авіаційного комплексу або літака може відповідати свій критерій оцінки, всі вони повинні не суперечити одна одній, відповідаючи загальним цілям авіаційного комплексу.

Основні правила вибору критеріїв з урахуванням особливостей зв'язків є наступними[159]:

1. При виборі оптимальних параметрів певного об'єкта з фіксованими функціональними зв'язками необхідно, щоб критерії, які використовуються в разі оптимізації його елементів і підсистем, були показниками якості відповідних систем більш високого рівня.

2. У разі оптимізації параметрів об'єктів, що мають прямі функціональні зв'язки, необхідно, щоб ці об'єкти були оптимальні за критерієм оцінки системи, функції якої вони виконують.

3. При виборі оптимальних параметрів об'єкта, що визначають ієрархічні функціональні зв'язки, у якості критерію слід приймати показник якості системи вищого рівня, що обмежує рамки впливу цих параметрів.

Декомпозиція першого виду відповідно до правил допоміжних класифікацій по класах, підкласах, групах і підгрупах представлена на рис. 2.7.

Тут, починаючи з підкласів, передбачені резервні блоки, які можуть виникнути при наступному аналізі цього виду. Варто підкреслити, що під вихідним етапом життєвого циклу авіаконструкцій із ПКМ варто розуміти етап, що відповідає по обсягу й рівню інформації періоду реалізації даного класифікатора, тобто інформативність цього етапу перманентно зростає.

На наступних рисунках 2.8 - 2.12 наведені декомпозиції наступних видів класифікатора життєвого циклу авіаконструкцій із ПКМ.

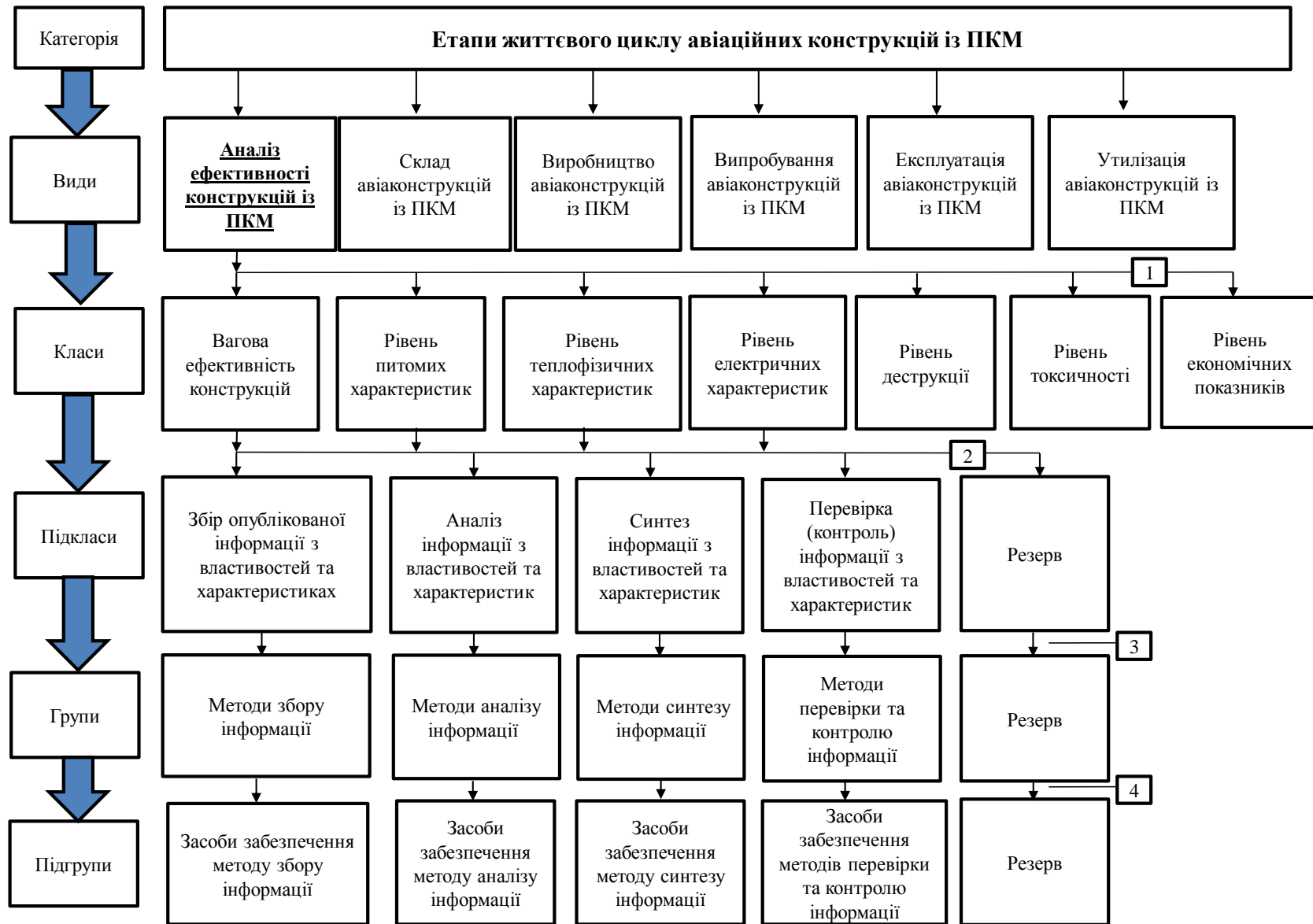


Рисунок 2.7 - Декомпозиція класифікатора виду «Аналіз ефективності авіаконструкцій із ПКМ»

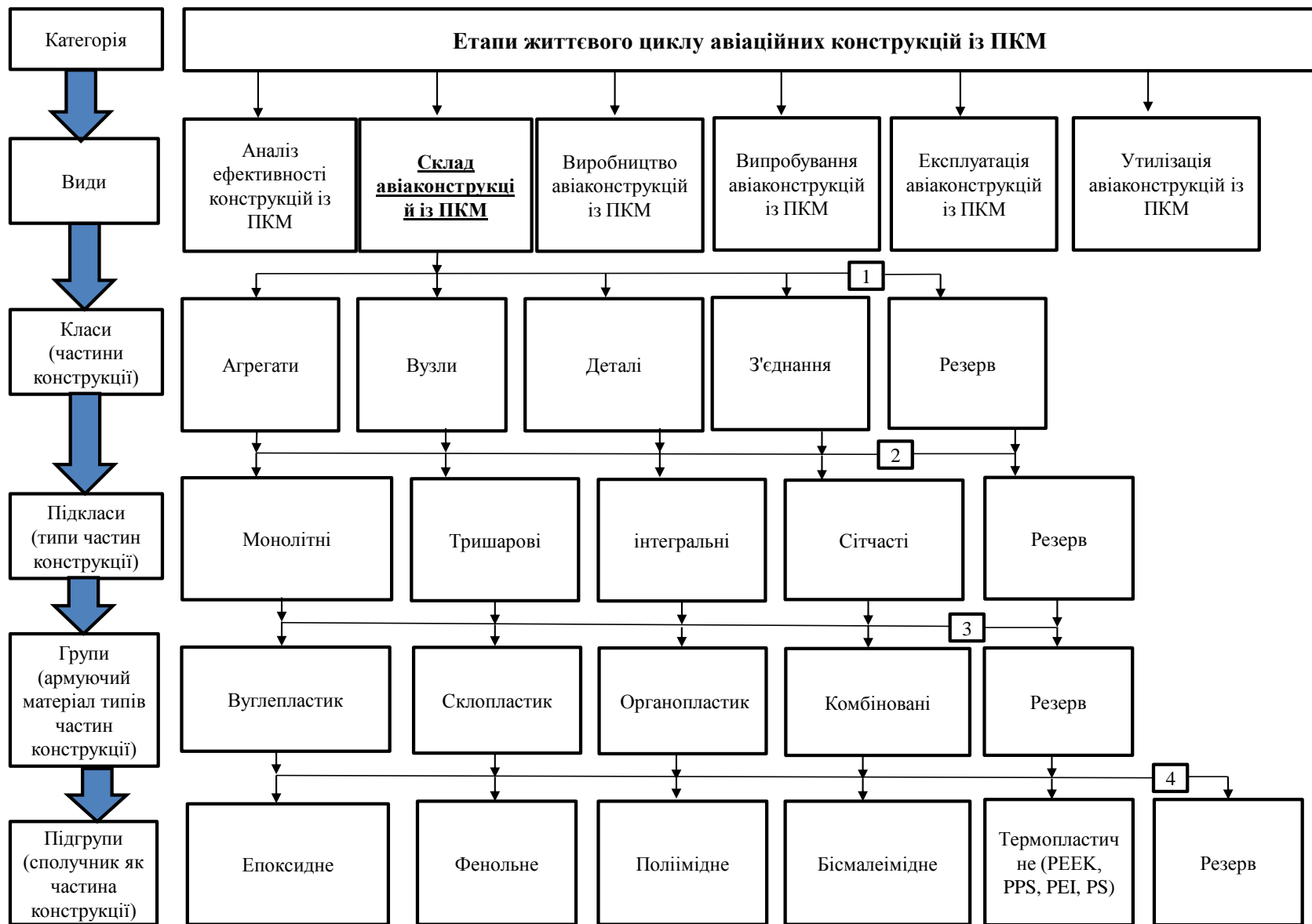


Рисунок 2.8 - Декомпозиція класифікатора виду «Склад авіаконструкцій із ПКМ»



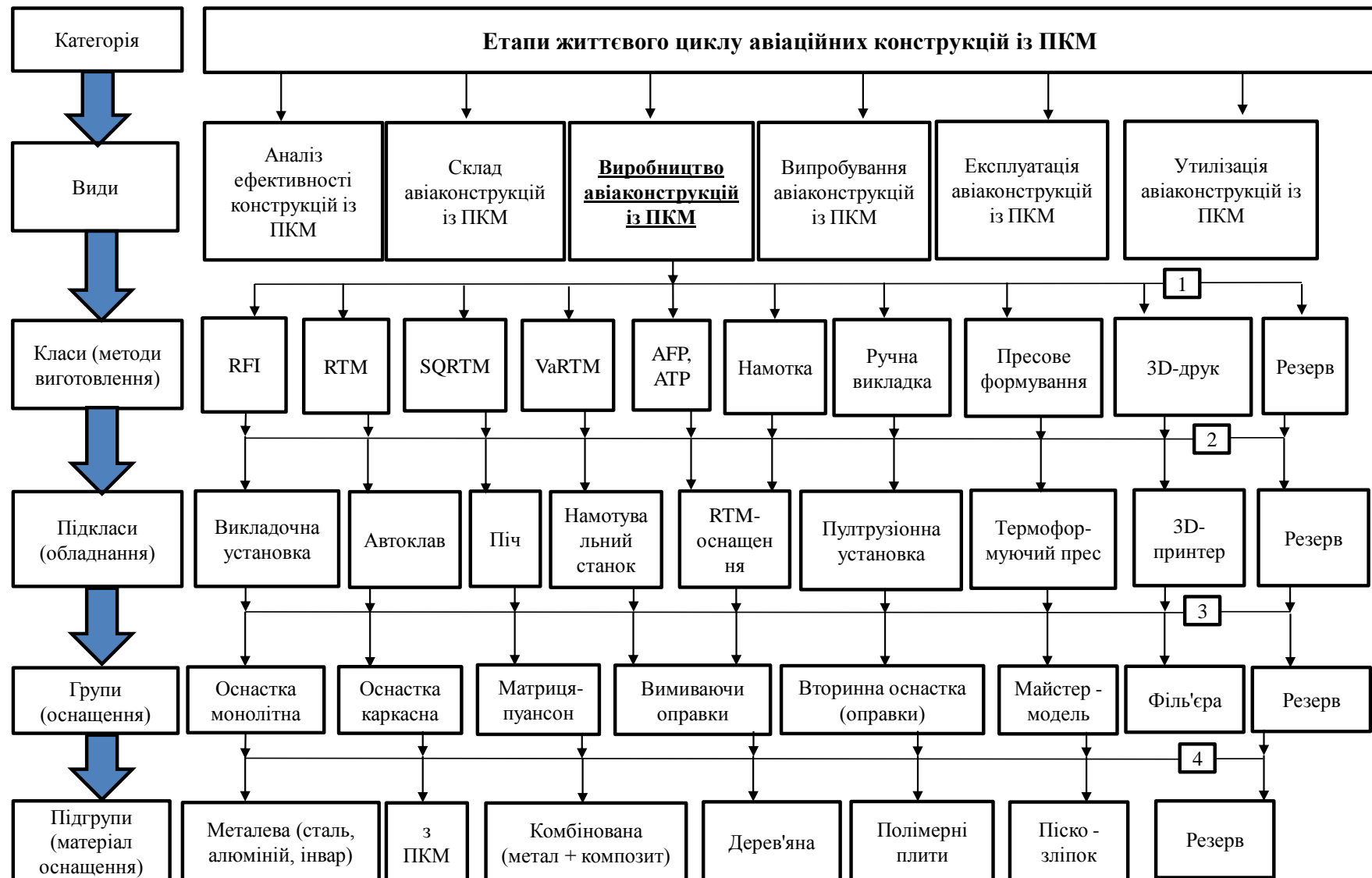


Рисунок 2.9 - Декомпозиція класифікатора виду «Виробництво конструкцій із ПКМ»

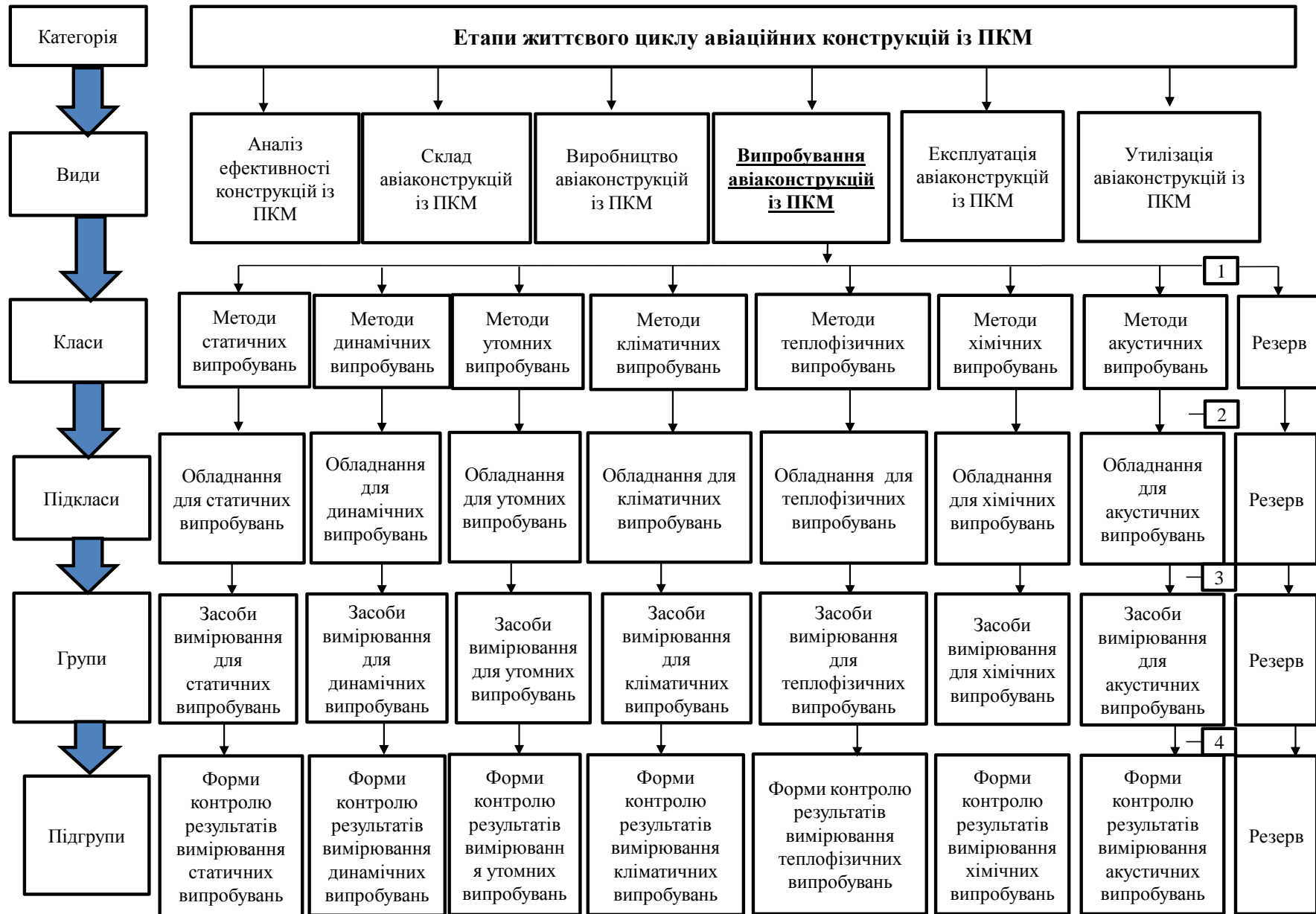


Рисунок 2.10 - Декомпозиція класифікатора виду «Випробування авіаконструкцій із ПКМ»

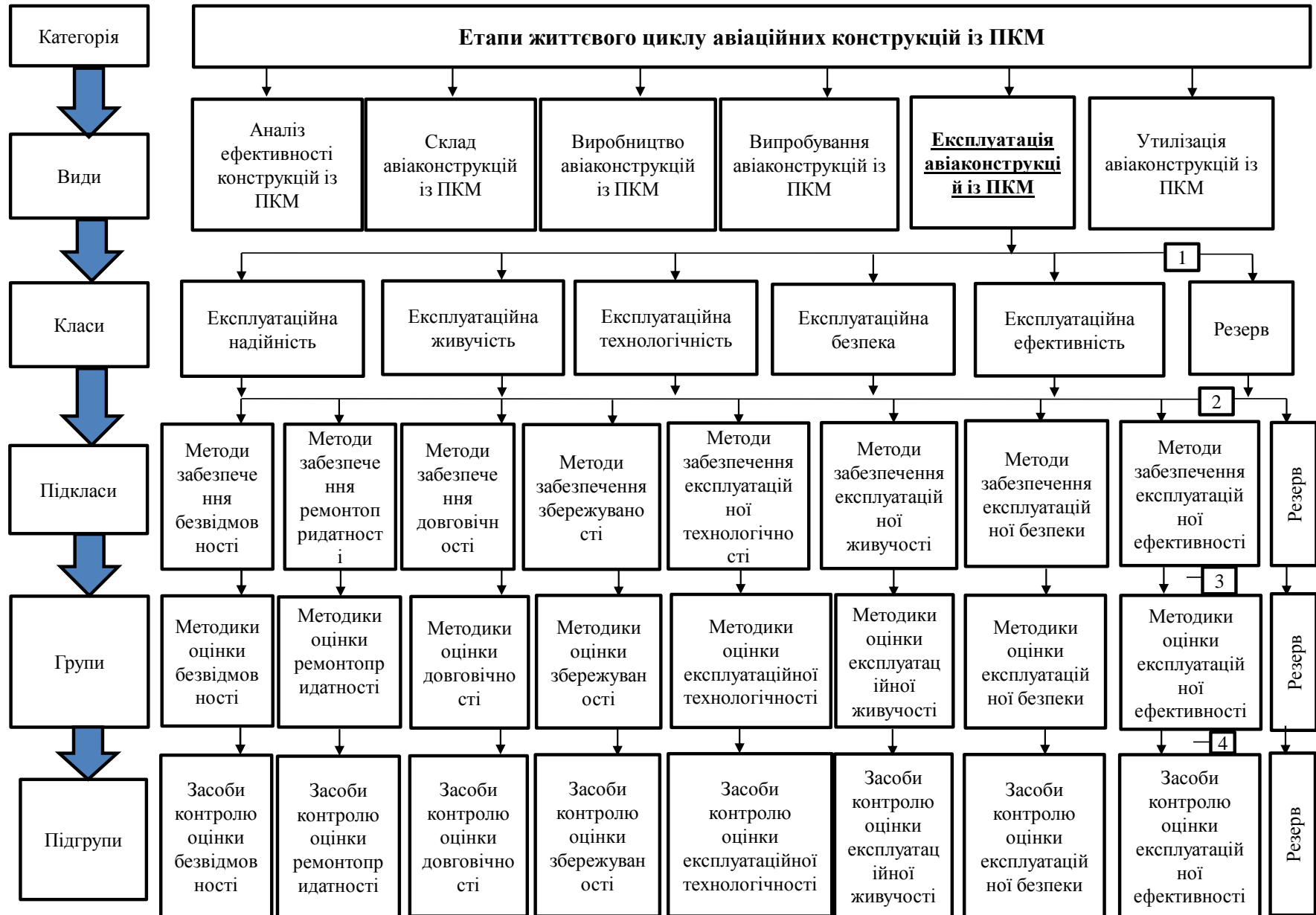


Рисунок 2.11 - Декомпозиція класифікатора виду «Експлуатація конструкцій із ПКМ»

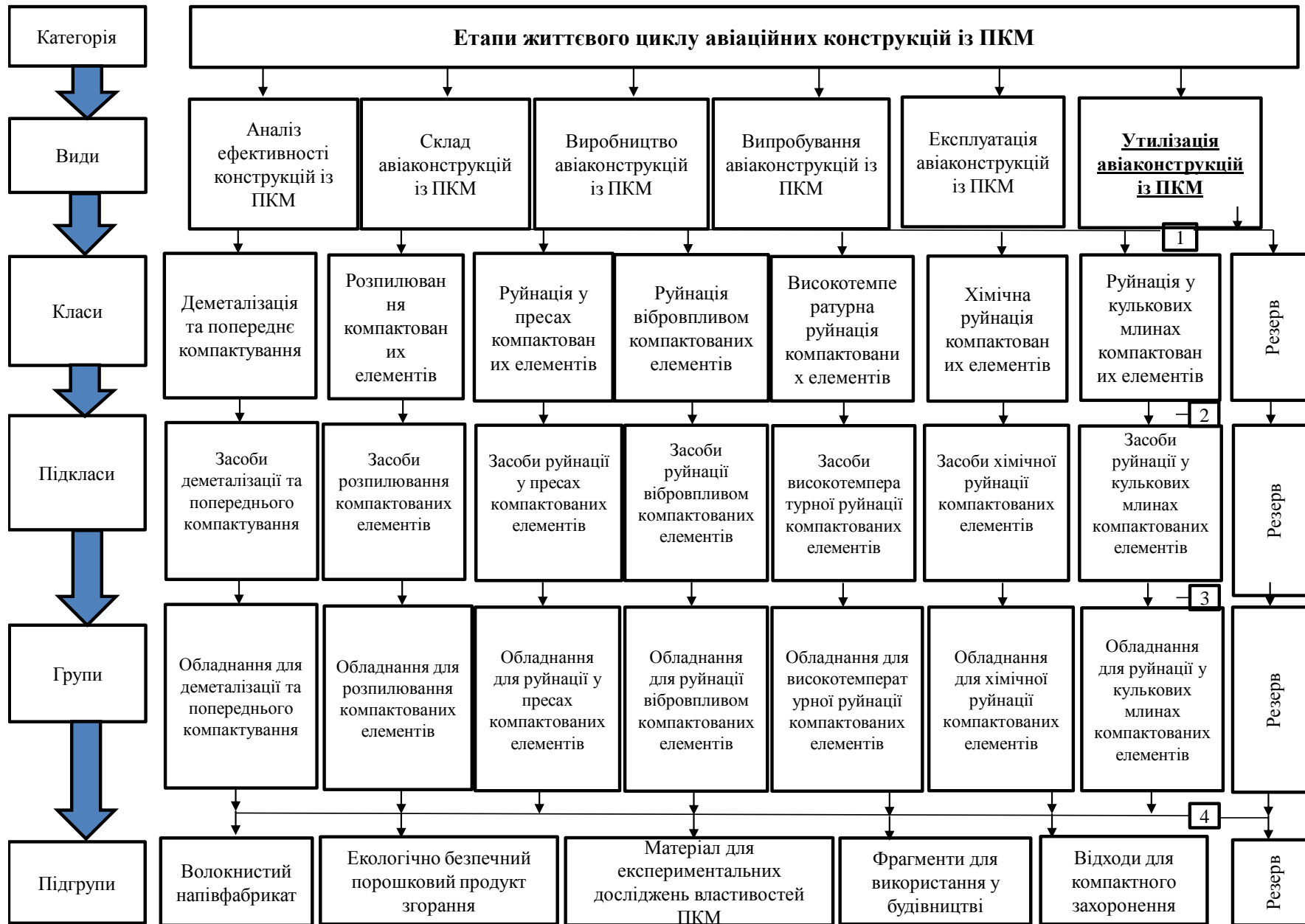


Рисунок 2.12 - Декомпозиція класифікатора виду «Утилізація авіаконструкцій із ПКМ»

## 2.4 Розробка алгоритму вибору технологічних процесів для реалізації конструктивних рішень виробів із ПКМ

Починаючи з 60-х років минулого сторіччя Генеральний конструктор О.К. Антонов орієнтував українське літакобудування на перманентне впровадження в конструкції цивільних вітчизняних літаків полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) як один із шляхів ефективного резерву підвищення їх льотно-технічних характеристик.

Усі наступні роки Державне підприємство «АНТОНОВ» нарощувало обсяги їх впровадження, розширюючи область конструктивно-технологічних рішень (КТР) від несилкових конструкцій до тих, що визначають несну здатність повітряного судна (ПС) [160-163].

Розширювалося й продуктивне науково-освітнє співробітництво із численними організаціями, у тому числі й з Національним аерокосмічним університетом ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» по підвищенню ефективності виробів із ПКМ у конструкціях літаків [164-165].

Аналіз публікацій [166-169] і накопичений досвід застосування ПКМ у конструкціях цивільних літаків ДП «АНТОНОВ» дозволяють констатувати, що ефективність КТР і технологічних процесів для виробів із ПКМ визначається наступними критеріями:

$K_{КТР}$  – критерій, що описує конструктивно-технологічне рішення й технологічність конструкції;

$K_{ТПП}$  – критерій обсягу (складності) технологічної підготовки виробництва для виробів із ПКМ;

$K_{тр}$  – критерій трудомісткості перетворення напівфабрикату в конструкцію;

$K_{авт.}$  - критерій ступеня автоматизації технологічного процесу;

$K_{в}$  – критерій вартості, що визначає інтегральні фінансові витрати на створення одиниці маси конструкції із ПКМ;

$K_6$  – критерій безпеки, що визначає ступінь відсутності шкідливих впливів на оператора й навколишнє середовище в процесі виготовлення й експлуатації конструкції із ПКМ;

$K_{\text{тех}}$  – критерій технологічності конструкції із ПКМ.

Не всі із цих критеріїв у наш час досліджені якісно або кількісно. У роботах [167,169,170,171] досить докладно описані критерії вибору КТР для виробів із ПКМ. Провівши аналогію, проаналізуємо критерії для формування технологічних процесів виготовлення виробів із ПКМ. Рівень критеріїв формується певними факторами й визначається ними (рис. 2.13).

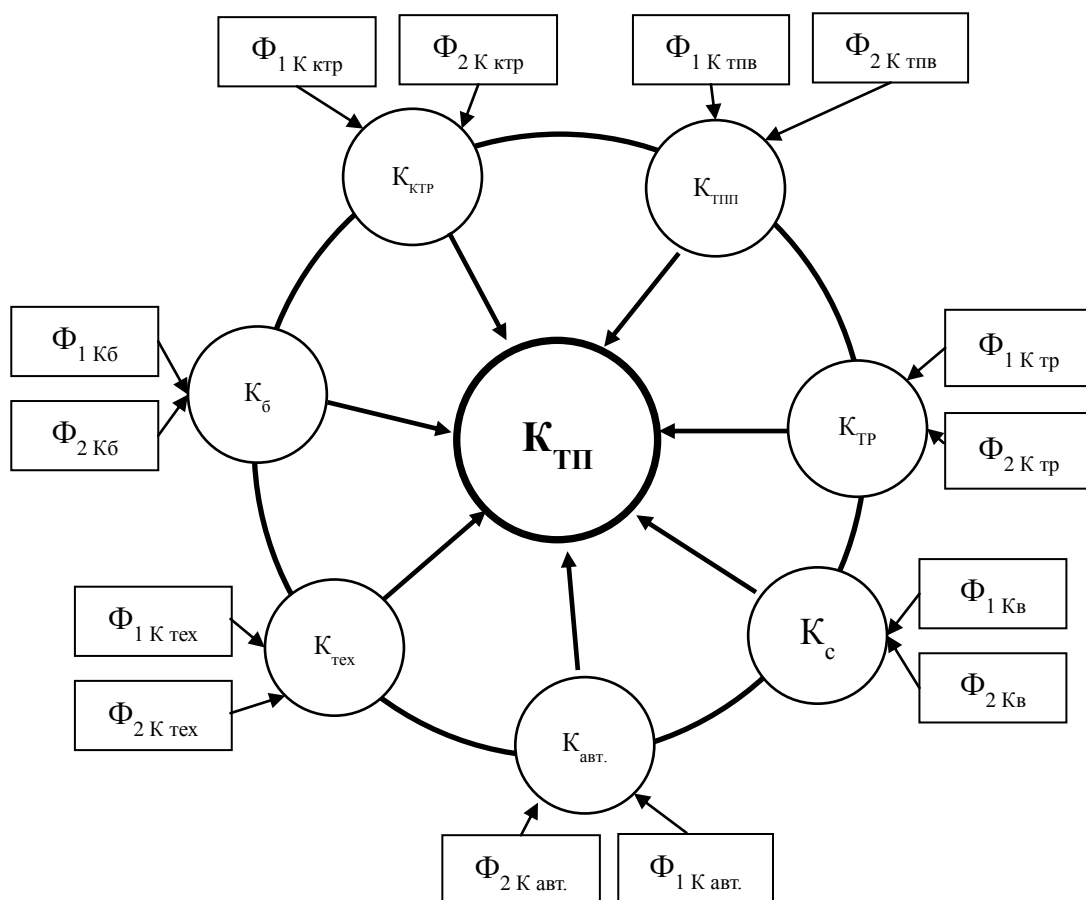


Рисунок 2.13 - Взаємозв'язок критеріїв ефективності технологічних процесів

У кожного критерію ці фактори різні. Критерії  $K_6$ ,  $K_{\text{ТР}}$ ,  $K_{\text{тех}}$ ,  $K_{\text{ТПП}}$ ,  $K_{\text{авт.}}$ , що формують  $K_{\text{ТП}}$ , взаємозалежні, тобто рівень кожного з них залежить у тому або іншому ступені від рівня інших (2.1).

Зміст символічної формули (2.1) полягає в тому, що ухвалені рішення, повинні забезпечувати рівень  $K_{ТП}$  із мінімальним рівнем  $K_B$  у сполученні з максимальним рівнем  $K_G$  і  $K_{автомат.}$ , що забезпечують припустимі рівні  $K_{тех.}$ ,  $K_{тр}$  і  $K_{тпв.}$

$$\left\{ \left[ \begin{array}{ccc} & K_{тех} & \\ K_{min} \nearrow & & \nwarrow K_{б max} \\ & K_{тр} & \end{array} \right] \rightarrow \left[ K_{ТП} \right] \right\} \quad (2.1)$$

При цьому причини цього вибору можуть носити різний характер, заснований на базі того або іншого поняття ефективності (технічної, економічної, стратегічної). Однак цей рівень може неоднозначно забезпечуватися різними співвідношеннями рівнів інших критеріїв ефективності вибору типу ТП для конкретного агрегату.

У ряді робіт співробітників ДП «АНТОНОВ» і НАУ «ХАІ» розглянуті складові критеріїв ефективності застосування ПКМ [169-174].

У [167] синтезовані види й складові комплексу безпеки технічних об'єктів, що враховуються в тому або іншому ступені в критерії  $\bar{K}_G$ , а в [168] приведена схема декомпозиції показників технологічності, що враховуються в  $\bar{K}_{тех.}$

Таким чином, створені досить чіткі передумови для розробки методу раціонального вибору технологічних процесів виготовлення деталей із ПКМ, на підставі складу властивостей для тих або інших конструкцій вітчизняних цивільних літаків на основі комплексного критерію, що враховує специфічні особливості їхнього виробництва.

Синтез комплексного критерію ефективного вибору типу ТП для конструкцій цивільних літаків є досить складною багатоаспектною проблемою. Аналіз публікацій показує, що дотепер ця проблема вирішувалася тільки в рамках критерію максимізації підвищення питомих характеристик несної здатності, що визначає вагову віддачу конструкції без урахування впливу на неї інших часткових критеріїв, запропонованих у нашій роботі [170]. У той же час, очевидно, що така постановка завдання істотно знижує рівень точності результату її вирішення.

Нижче представлений синтез п'ятирівневої схеми вирішення проблеми в її загальній постановці. Вирішення комплексної задачі можна розглядати у рамках наступних передумов:

- використання методології експертних оцінок [175-177];
- базування на теоретичних основах інженерного прогнозування [178-180];
- узагальнення отриманих раніше результатів в області проектування конструкцій цивільних літаків із ПКМ, їх порівняння й аналізу [181,182].

Генеральна 5-ти рівнева класифікаційна таблиця (ГКТ) для виробів із ПКМ, враховує всі перераховані вище фактори складових ПКМ для визначення ефективного ТП виробництва конструкцій із ПКМ авіаційного призначення (табл. 2.2).

Таблиця 2.2 - Генеральна класифікаційна таблиця створення виробів із ПКМ

Рівень 1 Вибір КСС	клас деталей	монолітні		тришарові			інтегральні		
	підклас деталей	плоскі	криволінійні	Тип заповнювача			стілникові	з силовим набором	one shot parts
				стілникові	трубчастий	пінопласт			
Рівень 2 Конструктивно-технологічний	Застосування КТР в агрегатах літака	Деталі інтер'єра	КАП, інтер'єр, БАНО, форкіль, короба СКП	Стулки шасі, панелі підлоги, обтічники РЛС	Панелі мотогондол, дефлектори закрилків, секції рулей	Інтер'єр, панелі хвостового оперення й крила	Стулки грузолюка, панелі ХО, гермошпангоути	Панелі залізів, обтічників шасі, панелі фюзеляжу й грузолюка	Каркаси дверей, панелі фюзеляжу, агрегати механізації крила й хвостового оперення
Рівень 3 Дослідницький	Теоретичні дослідження	Проведення аналізу застосовуваності матеріалів, світової тенденції розвитку галузі полімерних композиційних матеріалів з метою відповідності світовому рівню розвитку							
	Технологічні дослідження	Дослідження властивостей матеріалів	Аналіз і синтез можливих методів автоматизації технологічних операцій, зниження трудомісткості й циклу виготовлення деталей			Розробка КТР оснащення й ТП для виготовлення конструкцій			
	Експериментальні дослідження	Випробування, відпрацювання й впровадження нових сполучних, армуючих наповнювачів, паст, клеїв, заповнювачів з метою вдосконалення технологічних процесів і конструкцій, підвищення рівня якості виробництва композитних конструкцій							



## Продовження таблиці 2.2

	клас деталей	монолітні		тришарові			інтегральні		
	підклас деталей	плоскі	криволінійні	Тип заповнювача			стільникові	з силовим набором	one shot parts
				стільникові	трубчастий	пінопласт			
Рівень 4 Технологічний	Тип волокна армуючого матеріалу	скляне	скляне, вуглецеве	скляне, вуглецеве, органічне	скляне, вуглецеве, органічне	скляне, вуглецеве	скляне, вуглецеве	вуглецеве	вуглецеве
	Тип матриці	фенольна, епоксидна	PEEK, PPS, PS, епоксидна, бісмалеї-мідна	епоксидна, бісмалеї-мідна	епоксидна, бісмалеї-мідна	епоксидна, поліімідна, бісмалеї-мідна	епоксидна	PEEK, PPS, PS, епоксидна	PEEK, PPS, PS, епоксидна
	Метод формоутворення	RTM*, RFI*, VaRTM*, ручне викладення	AFP/ATP, RTM/RFI, VaRTM, SQRTM, ручне викладення, намотування, 3D-друк	RFI, ручне викладення, ATP	ручне викладення, намотування	ручне викладення, ATP	RFI, ручне викладення, ATP	RFI, ручне викладення, ATP	RTM, SQRTM, ATP
	Ступінь автоматизації ТП	від низкого до середнього	середній	середній	низький	середній	середній	високий	високий
	Матеріал оснащення	сталь, композит	сталь, композит, алюміній, полімерні плити	сталь, алюміній	сталь, інвар, композит	сталь, композит	сталь, композит, інвар	сталь, композит, інвар	сталь, композит, інвар, алюміній
	Цикл виготовлення	малий	середній	великий	великий	середній	великий	великий	середній
Рівень 5 Виробничий	Тип устаткування	Автоклав, піч, RTM-Оснащення	BM, автоклав, піч, 3D-Принтер	BM, автоклав	BM, автоклав, намотувальний верстат	BM, автоклав	BM, автоклав	BM, автоклав, намотувальний верстат	RTM-оснащення, BM, автоклав, намотувальний верстат

У ГКТ використовуються п'ять класифікаційних рівнів для визначення технологічних процесів виробництва відповідних агрегатів літака.

Перший рівень класифікації формується при наявності мінімальної інформації про майбутній склад конструкції й не забезпечує високої точності ухвалення рішення. Його завдання - визначити конструкційний клас деталі, сформувавши попередній варіант конструктивно-силової схеми майбутнього виробу.

Другий рівень визначає можливість застосування обраної КСС і проробку КТР для конкретного агрегату на літаку.

На третьому рівні використовуються три окремих критерія, які описують теоретичні, технологічні й експериментальні роботи з визначення типів матеріалу, дослідження їх технологічних властивостей, можливі методи виробництва й автоматизації процесів, принципові підходи до створення технологічного оснащення, відпрацьовування технологічних процесів виробництва виробів із ПКМ. Всі вищевказані критерії передбачають оцінку відповідності отриманих результатів світовому рівню. Ця оцінка може ґрунтуватися на аналогу генеральної визначальної таблиці (ГВТ) [177,178], яку можна представити у вигляді табл. 2.3.

Таблиця 2.3 - ГВТ для оцінки часткових критеріїв ефективності

<b>Ранг рівня</b>	<b>Зміст рангу рівня</b>	<b>Вищий бал</b>	<b>Діапазон бальної оцінки</b>	<b>Відносний діапазон</b>
1	Рівень дослідних розробок по світовій статистиці	5	5-4,5	1-0,9
2	Рівень освоєних (впроваджених) розробок по світовій статистиці	4	4-3,5	0,8-0,7
3	Рівень дослідних розробок по вітчизняній статистиці	3	3-2,5	0,6-0,5
4	Рівень освоєних розробок по вітчизняній статистиці	2	2-1,5	0,4-0,3
5	Рівень дослідних розробок на підприємствах вітчизняної галузі	1	1-0,5	0,2-0,1

Потім, для певного варіанта КТР, після проведення й оцінки результатів відповідних досліджень і аналізу їх ефективності в рамках третього рівня, необхідно провести аналіз по четвертому рівню класифікації з визначенням типу армуючого матеріалу, типу матриці, застосування можливих технологічних процесів з ураху-

ванням оснащеності конкретного виробництва, габаритів конструкції й інших факторів. Четвертий рівень охоплює технологічну складову класифікації, визначаючи перехід до виробничого критерію для отримання даних про цикли виготовлення деталей, трудомісткість, необхідне обладнання й т.д.

У представленій класифікації вибір за певними критеріями є трохи узагальненим, що не дозволяє прийняти однозначне рішення в рамках конкретного критерію. Для більш детального аналізу всіх аспектів складових кожного критерію в таблицях 2.4-2.8 синтезовані часткові складові, які розкривають зміст кожного критерію, за аналогією з нашою роботою [183].

Таблиця 2.4 – Часткові складові першого рівня для визначення ефективності КСС для конструкцій із ПКМ

<b>Часткові складові</b>
Рівень збереження властивостей напівфабрикату у ході технологічного процесу формування (реалізації) КТР.
Рівень потенційної можливості зниження маси агрегату, що реалізується КСС.
Рівень забезпечення надійності агрегату в реалізованій КСС. Рівень ремонтпридатності, забезпечуваний КСС. Рівень довговічності агрегату із ПКМ, забезпечуваний КСС.
Рівень інтегральної технологічності, реалізований КСС.
Рівень технологічної собівартості агрегату, реалізований КСС.
Рівень доступності реалізації КСС.

Таблиця 2.5 - Часткові складові другого рівня для визначення ефективності КТР для конструкцій із ПКМ

<b>Часткові складові</b>
Рівень зниження сумарної маси КТР обшивок, вузлів, деталей і з'єднань КСС агрегатів із ПКМ

## Продовження таблиці 2.5

<b>Часткові складові</b>
Рівень працездатності в регламентованих умовах експлуатації. Рівень довговічності в регламентованих умовах експлуатації.
Рівень питомих витрат на виготовлення КТР вузлів, деталей і з'єднань у КСС агрегата із ПКМ.
Рівень показників технологічності виготовлення КТР вузлів, деталей і з'єднань в агрегаті із ПКМ. Рівень допусків на виготовлення КТР вузлів, деталей і з'єднань агрегату із ПКМ. Рівень відхилень на ФМХ у ПКМ КТР вузлів, деталей і з'єднань агрегату.

Таблиця 2.6 - Часткові складові для визначення третього рівня ГКТ для конструкцій із ПКМ

<b>Часткові складові</b>
Рівень відповідності матеріалів, що застосовуються світовому рівню розвитку
Рівень виробничої технологічності матеріалів, що застосовуються
Рівень підвищення якості конструкцій із ПКМ
Рівень вартості матеріалів
Ступінь збереження властивостей матеріалу протягом тривалого періоду зберігання
Рівень зниження трудомісткості виробництва конструкції із ПКМ

Таблиця 2.7 - Часткові складові четвертого рівня для визначення рівня технологічності для конструкції із ПКМ

<b>Часткові складові</b>
Ступінь автоматизації й комп'ютеризації ТПВ виготовлення конструкції із ПКМ.
Рівень трудомісткості ТПВ конструкції із ПКМ.

## Продовження таблиці 2.7

<b>Часткові складові</b>
Рівень собівартості ТПВ конструкції із ПКМ.
Рівень матеріалоемності ТПВ конструкції із ПКМ.
Рівень забезпечення якості конструкції із ПКМ у процесі ТПВ.
Рівень забезпечення метрологічної складової у процесі ТПВ
Рівень технологічності ТПВ щодо конструкції із ПКМ.
Тривалість циклу ТПВ конструкції із ПКМ.

Таблиця 2.8 - Часткові складові п'ятого рівня для визначення виробничої складової для конструкції із ПКМ

<b>Часткові складові</b>
Рівень збереження властивостей ПКМ у процесі виробництва виробу.
Рівень токсичності компонентів ПКМ у процесі виробництва виробу.
Рівень автоматизації процесу виробництва конструкції із ПКМ.
Рівень доступності обраних матеріалів для виробництва виробу.
Рівень технологічності виготовлення конструкції із ПКМ.
Рівень собівартості ремонту конструкції із ПКМ.

## 2.5 Висновки до розділу 2

На основі аналізу раніше запропонованих класифікацій, автором запропонована дворівнева класифікація технологічних процесів виробництва конструкцій із ПКМ, що враховує сучасні тенденції застосування нових матеріалів і ТП, таких як безавтоклавні методи виробництва й адитивні технології.

Доведено, що універсальним засобом підвищення якості виробів із ПКМ є автоматизація технологічних процесів, за рахунок зниження обсягів ручної праці й зменшення технологічних дефектів. Метод виготовлення деталей намотуванням є найбільш автоматизованим, тому його впровадження та використання має бути максимальним у процесах виготовлення виробів із ПКМ. На підставі цих висновків мо-

жна заключити, що технологічний напрямок є одним з основних методів підвищення ефективності конструкцій із ПКМ для повітряних судів транспортної категорії.

Проведено огляд і аналіз класифікаційних аспектів раціонального вибору видів конструкцій із ПКМ.

Розроблено ієрархічну класифікаційну схему членування процесу створення виробів із ПКМ по ряду ознак, як однієї із складових конструкцій транспортних літаків. На підставі викладеного концептуального підходу до синтезу класифікації виділено 7 груп етапів життєвого циклу виробів із ПКМ, серед яких: аналіз ефективності авіаційних конструкцій із ПКМ, складові етапу їх проектування та виробництва, а також випробувань, експлуатації та утилізації. Представлений класифікаційний підхід з комплексним описом складових основних етапів життєвого циклу виробу є однією з найважливіших складових реалізації високого рівня конкурентоздатності вітчизняних транспортних літаків на світовому ринку продаж та послуг.

Проведено аналіз критеріїв ефективності технологічних процесів, доведено, що рівень критеріїв формується певними факторами та визначається ними. Критерії  $K_b$ ,  $K_{\text{б}}$ ,  $K_{\text{тр}}$ ,  $K_{\text{тех}}$ ,  $K_{\text{ТПВ}}$ ,  $K_{\text{авт.}}$ , що формують  $K_{\text{ТП}}$ , взаємозалежні, тобто рівень кожного з них залежить у тому або іншому ступені від рівня інших

Синтезована чотирирівнева генеральна класифікаційна таблиця (ГКТ) для виробів із ПКМ, що враховує всі фактори складових ПКМ для визначення ефективного технологічного процесу виробництва конструкцій із ПКМ авіаційного призначення. Розроблені й описані часткові складові для кожного рівня ГКТ для визначення рівня його ефективності.

На закінчення відзначимо, що отримані в розділі результати опубліковані в наших роботах [166, 170, 183].

## РОЗДІЛ 3

**НАУКОВІ ОСНОВИ ПІДГОТОВКИ ВИРОБНИЦТВА  
ВИГОТОВЛЕННЯ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ ПКМ  
ДЛЯ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ****3.1 Основні положення технологічної підготовки виробництва виробів  
із ПКМ для транспортних літаків**

Технічну підготовку виробництва прийнято умовно ділити на три етапи: конструкторську, технологічну і організаційну [184].

Проте деякі автори дотримуються іншої думки. Так в [185] стверджується, що в нинішній час виділяють три спадково пов'язаних елемента підготовки виробництва: наукову, конструкторську і технологічну підготовки.

Наукова підготовка виробництва представляє собою сукупність взаємопов'язаних процесів наукового пошуку і обґрунтування можливих напрямків розвитку нової техніки і технології, розробки нормативів і методик визначення ефективності техніки і виробництва.

Конструкторська підготовка виробництва – сукупність взаємопов'язаних процесів оптимізації номенклатури і конструювання об'єктів виробництва;

Технологічна підготовка виробництва (ТПВ) – сукупність взаємозалежних процесів технологічного проектування й оснащення виробництва, що забезпечують вибір оптимальних шляхів створення виробу.

Для оцінки ефективності підготовки виробництва об'єктів із ПКМ характерні наступні основні показники:

- трудомісткість підготовки виробництва, у якій відображаються трудові витрати на підготовку виробництва;
- тривалість циклів підготовки виробництва, у яких відбиваються витрати часу на виконання науково-дослідних робіт на всіх стадіях підготовки виробництва;
- показники ефективності виробництва, у яких відображається корисний ефект від покращення технічних параметрів і характеристик сукупності елементів

виробництва, що розроблюються і удосконалюються при його науково-технічній підготовці на одиницю витрат;

– показник ефективності продукції, у якому відображається корисний ефект, що досягається в результаті впровадження результатів науково-технічних розробок на одиницю витрат.

ТПВ агрегату літака із ПКМ містить всі вказані вище складові, але відповідним чином трансформовані з урахуванням специфічних особливостей об'єкта і його обсягу в структурі виробництва. Специфіка конструкцій із ПКМ, як відомо [186-191], полягає як у самому композиті, створюваному в процесі виготовлення виробу, так і в технологічних процесах, що з нього випливають і оснащенні, що їх реалізує [192].

Звідси впливає специфіка композитного виробництва, що полягає в необхідності створення спеціальних підрозділів, що обслуговують це виробництво, сформованих фахівцями: конструкторами, технологами, хіміками й ін., а також виробничих ділянок, лабораторій, цехів, кількість яких і відносна потужність зростає зі збільшенням частки композитного виробництва, як у складі конструкторських бюро, що проектує літак, так і на серійних заводах його виробництва.

При досить великому обсязі композитних агрегатів літака (більше 25%) і високому рівні їхньої відповідальності, а також масштабах виробництва воно структурно й організаційно виділяється в окремі підприємства. В останні десятиліття за кордоном успішно функціонують фірми, що роблять композитні агрегати [166].

Реалізація проекту нового літака в першу чергу залежить від належного рівня технологічної підготовки його виробництва [193, 194].

Відомо, що під ТПВ у загальному випадку мається на увазі великий комплекс підготовчих робіт, що виконуються паралельно або послідовно у часі перед запуском у виробництво нових зразків авіаційної техніки, що включають у себе [196, 185, 193-197]:

- розробку директивних технологічних матеріалів або директивних технологічних процесів;
- розробку типових і серійних технологічних процесів виготовлення виробу;



- проектування й виготовлення технологічного оснащення; спеціального обладнання, інструмента, засобів механізації й контролю;

- розробку технологічних нормативів для визначення трудомісткості виробу й потреби в робочій силі, обладнанні, технологічному оснащенні, виробничих площах, матеріалах, напівфабрикатах, всіх типах енергії для технологічних цілей;

- вивчення впливу технологічних факторів, пошук нових процесів і прийомів, з огляду на специфіку виробництва виробів із ПКМ і засобу їхньої автоматизації;- розробку документації технологічного планування й розцеховування виробу, тобто встановлення номенклатури й обсягів робіт цехів основного й допоміжного виробництва;

- налагодження всіх технологічних і контрольних-випробувальних операцій, передбачених серійним технологічним процесом і вимогами конструкторської документації на відповідних робочих місцях.

Роботи з ТПВ виконуються в певній послідовності й у строки, передбачені графіком підготовки й виробництва літака. Аналіз джерел [185,193,194]. і ряду інших дозволяє сформулювати блок-схему складу ТПВ виробів із ПКМ, що включає в себе його основні складові (рис. 3.1).

Аналізуючи представлену блок-схему варто зазначити, що автором зроблений акцент на важливому питанні підготовки та атестації кадрів, необхідності постійного підвищення рівня культури виробництва та необхідності впровадження інструментів ощадливого виробництва з метою виявлення та скорочення прихованих втрат та підвищення ефективності етапів підготовки виробництва. Вищезазначені аспекти чинять безпосередній вплив на якість, економічну та виробничу ефективність виробів із ПКМ.



Рисунок 3.1 – Схема інтегральної структури технологічної підготовки виробництва авіаційних конструкцій із ПКМ

Практика показує, що конструкції з ПКМ, як правило, мають велику монолітність (складаються з меншої кількості деталей), ніж конструкції з металу; технологічні, маючи, наприклад, хорошу формозмінність і оброблюваність, внаслідок чого трудомісткість і цикл підготовки їх виробництва не тільки не більші, а у багатьох випадках менші трудомісткості і циклу підготовки виробництва аналогічних конструкцій з металу.

Вище сказане підтверджується і практикою, оскільки на агрегатне або загальне складання виробу вузли і деталі з ПКМ надходять раніше, ніж аналогічні конструкції з металів. Іншими словами, технологічність конструкції з ПКМ по своїй суті є економічним поняттям, так як вона характеризує пристосованість даного варіанту конструкції до виготовлення з меншою собівартістю у порівнянні з іншими варіантами.

Модернізація та впровадження нового обладнання сприяють підвищенню рівня автоматизації процесів виробництва та зменшенню рівня ручної праці, а проведення дослідних робіт з впровадження нових матеріалів дозволяє вдосконалити існуючі конструкції та агрегати із ПКМ шляхом підвищення їх фізико-механічних характеристик.

Найбільш масштабною є ТПВ серійного випуску нового літака, у якому основний обсяг (який може досягати 90%) для виробів із ПКМ становить ТПВ дослідного літака, при якому також повною мірою реалізуються головні принципи організації складового комплексу робіт: принцип сполучення, типізації технологічних процесів, спадковості технологічного оснащення, послідовності оснащення виробництва, докладно описані в [197].

Так, у кваліфікаційній роботі Мялиці А.К. [198] описаний новий підхід до технологічної підготовки виробництва, що враховує розміри деталей, що виготовляються, за допомогою комп'ютерних інформаційних технологій. За твердженням автора, це дозволило скоротити цикли освоєння серійного виробництва виробів із ПКМ, а також стрічкових нагрівальних елементів системи захисту від льоду стабілізатора літака Ан-140.

При розгортанні серійного виробництва виробів не меншу роль, ніж трудомісткість, відіграє термін підготовки [199, 200], що визначається циклом окремих підготовчих робіт. Трудомісткість підготовки технологічної документації для конструкцій з ПКМ на виробництвах, що організуються істотно вища, ніж для металевих конструкцій. Це пов'язано з необхідністю своєчасного випуску конструкторської документації і електронних пошарових моделей (при відсутності спеціалізованого програмного забезпечення можуть застосовуватися твердотільні моделі виробів) для початку проектування оснащення і його подальшого виготовлення. Цикли ТПП займають, по деяким експертним оцінкам, п'ятикратну трудомісткість виготовлення деталі або виробу. Це пов'язано з недостатнім рівнем автоматизації етапів ТПП, недостатньою оснащеністю конкретного виробництва, включаючи і випуск технологічної документації.

У залежності від структури підприємства і обсягів виготовлення виробів з ПКМ доцільно створення окремих композитних виробництв (дочірніх організацій), які будуть мати цілеспрямовану структуру виробництва і технологічних служб для виробництва оснащення для виклеювання і виготовлення деталей в потрібних обсягах. В якості прикладу можна, привести ефективну схему широкої кооперації, яка була реалізована при плануванні і виконанні програм A350XWB (Airbus) і B787 «Dreamliner» (Boeing). Відомо багато компаній, які спеціалізуються на виготовленні виробів з ПКМ в масштабах серійного виробництва: STELIA AEROSPACE, COTESA, SPIRIT AEROSYSTEMS і інші [166]. Така схема кооперації потребує окремої сертифікації постачальників на право виробництва деталей та агрегатів із ПКМ для авіаційної техніки [201].

### 3.2 Основні принципи вибору технологічного оснащення для різних типів конструкцій із ПКМ з урахуванням виробничих факторів

Проектування й виготовлення оснащення є найважливішим етапом ТПВ при виготовленні деталей із ПКМ, що визначає якість майбутньої конструкції. Якість - ступінь, при якому сукупність власних відмінних властивостей задовольняє сформульованим загальнозрозумілим або обов'язковим вимогам чи очікуванням [202]. Основними складовими якості формоутворювального оснащення є: якість прийнятих КТР для оснащення в процесі проектування, якість застосовуваних матеріалів, якість виготовлення (точність верстатів з ЧПУ, інструмента та ін.) якість складання, коректність і точність вимірів (рис. 3.2).



Рисунок 3.2 - Основні складові якості формоутворювального оснащення

Відомо, що рівень якості готового виробу, визначається рівнем якості деталей, що у нього входять. Перманентне зростання обсягів ПКМ у конструкціях повіт-

ряних суден (ПС) дозволяє зробити однозначний висновок, що якість технологічної підготовки виробництва виробів із ПКМ впливає на ефективну експлуатацію ПС, його ресурс і надійність, а збільшення обсягів застосування композитних деталей у конструкціях літаків вимагає створення відповідного високоякісного оснащення [203].

У наш час розроблено досить багато рішень для створень оснащення залежно від конструктивних особливостей майбутнього агрегату, серійності його виготовлення, економічних і інших факторів.

Для одержання якісного оснащення необхідно врахувати ряд факторів: підбір оптимальних властивостей матеріалу формуютьовальної поверхні (ФОП), дотримання геометричних параметрів і припустимих відхилень, тривалість циклу життєздатності залежно від типу конструкції й заданої програми випуску виробів. Часто експлуатаційні й економічні параметри виробів суперечать один одному, так, поліпшення якості оснащення спричиняє різке збільшення собівартості виробів. Завдання інженера вибрати оптимальне конструктивно-технологічне рішення (КТР) для вирішення конкретного завдання [204]. Вимоги, які пред'являються до оснащення, показані на рис. 3.3

У серійному виробництві найширше застосовується оснащення зі сталі й алюмінієвих сплавів, завдяки здатності витримувати велику кількість циклів формування без істотних відхилень від заданих геометричних параметрів і погіршення якості формуютьовальної поверхні в процесі її експлуатації. Однак за результатами практичного досвіду й проведеного аналізу з'ясовується, що металеве оснащення володіє рядом істотних недоліків, таких як більша маса, значна трудомісткість механічної обробки при її виготовленні, необхідність доведення поверхні, що вимагає спеціального обладнання, «деградація» металу й втрата герметичності сталевого оснащення через азот, що у ході формування потрапляє в деталь через зварні шви форми, різниця коефіцієнтів лінійного термічного розширення (КЛТР) деталі, що формується й оснащення.



Рисунок 3.3 - Основні групи вимог, що пред'являються до оснащення

Однак, незважаючи на зазначені недоліки, металеве оснащення знаходить своє застосування у серійному виробництві. Особливо це актуально для вуглепластикових конструкцій великих габаритів з вимогами розміростабільності конструкцій. Протягом останнього десятиліття широке поширення одержав інвар – сплав нікелю із залізом. Даний сплав має коефіцієнт лінійного термічного розширення близький до вуглепластику, що дозволяє створювати конструкції з гарними розміростабільними характеристиками, що особливо важливо при складанні відповідальних і великогабаритних агрегатів [204]. Через високу вартість інвару (1м<sup>2</sup> площі коштує близько 10 000\$) основний каркас оснащення виготовляють зі сталі й алюмінію (рис. 3.4).

В одиничному й дрібносерійному виробництві виправдане застосування полімерного оснащення, ФОП якого виготовляється зі скло-, або вуглепластку. Широкий спектр матеріалів - від полімерних плит до препрегів на основі вуглецевих і скляних матеріалів дає можливість виготовлення полімерного оснащення будь-якої складності й габаритів з раціональним рівнем трудових і фінансових витрат. Основними перевагами полімерного оснащення є:

- мінімальна різниця КЛТР оснащення й деталі, що формується;

- можливість одержання оснащення складної кривизни великих габаритів;
- менша маса у порівнянні з металевим оснащенням;
- швидке й рівномірне нагрівання оснащення при термообробці.



Рисунок 3.4 - Каркасне оснащення панелі фюзеляжу А-350 ХWB з ФОП з інвару.

Одним з недоліків такого типу оснащення, є зношування його робочої поверхні й деформація в процесі експлуатації, а також, зменшення ресурсу внаслідок накопичення залишкових термічних напруг, які можуть викликати розшарування й розтріскування матеріалу оснащення [204]. Однак, незважаючи на зазначені недоліки, застосування композитів для виготовлення оснащення зростає. Існує ряд технологічних методів виготовлення полімерного оснащення:

- препреговий метод - є найпоширенішим у вітчизняному виробництві;



- «мокрый» метод, тобто нанесення сполучника кистю або валиком на попередньо викладені шари армуючого матеріалу;

- безавтоклавні методи формування, такі як VaRTM (Vacuum Resin Transfer Molding), VAP (Vacuum Assisted Process), LRTM (Light Resin Transfer Molding), RFI (Resin Film Infusion). Успішне застосування цих процесів пояснюється їх перевагами у порівнянні з автоклавними технологіями. У першу чергу це відсутність необхідності використання автоклавів (для сполучних, що не потребують надлишкового тиску при формуванні достатньо проводити режим формування під дією вакууму в печі), що веде до зменшення енергетичних витрат, а також зменшення впливу шкідливих речовин (смола і затверджувачів) на організм робочого персоналу [205].

- фрезерування оснащення з попередньо відформованого вугле-, склопластику великої товщини (більше 50 мм);

Однією з обов'язкових вимог при виготовленні полімерного оснащення є наявність майстер-моделі (макета поверхні), від якості виготовлення якої залежить якість одержуваної формоутворювальної поверхні оснащення. Залежно від температури полімеризації застосовуваного сполучного майстер-моделі виготовляються з гіпсу, пінопласту обклеєного склотканиною, деревини й ін. При виготовленні оснащення препреговим методом часто застосовуються дерев'яні майстер-моделі, заготовки яких набираються вручну з наступним доведенням робочої поверхні по шаблонах і обробкою на верстатах з ЧПУ для одержання потрібного теоретичного контуру поверхні. Із практичного досвіду відомо, що дерев'яним болванкам властиві гігроскопічність, нерівномірність структури, погана герметичність ФОП, не стабільність розмірів при зберіганні й після термообробки, що знаходить підтвердження у ряді джерел [206, 207]. Тому при наступному використанні, існує необхідність повторного контролю геометричних розмірів і доведення поверхні. У зв'язку із цим з'явилася необхідність у пошуку нових типів матеріалів, які можуть служити альтернативою дерев'яним майстер-моделям.

Розробки провідних світових виробників матеріалів для полімерного оснащення «Airtech Europe S. A.», «Hexcel Composites», «Hunsman», «RAMPF» пропонують ряд рішень для одержання майстер-моделей різними методами [208]:

- використання полімерних плит на основі епоксидних сполучних, дозволяє одержати високу якість формуючої поверхні оснащення (рис. 3.5б);

- метод *close contour casting* - нанесення полімерної композиції у вигляді пасти на заготовку з дешевого матеріалу, наприклад деревини або полістиролу з наступною полімеризацією і механічною обробкою до потрібного контуру поверхні. Цей метод дозволяє заощаджувати дорогий матеріал полімерної плити, тому що з нього створюється тільки формуювальна поверхня оснащення. Однак такий метод вимагає спеціального оснащення для нанесення пасти (рис. 3.5а);

- використання плит МДФ (пресований деревний пил на клейовій основі), що мають більш рівномірну структуру, у порівнянні з деревиною.

Зазначені методи мають ряд переваг у порівнянні з майстер-моделями з дерева: гарна оброблюваність, низька гігроскопічність, висока якість поверхні після декількох режимів термообробки й гарна герметичність. Основним недоліком можна вважати відносно високу вартість цих матеріалів.

Описані методи й матеріали надають можливість вибору, виходячи із заданих умов, строків їхнього виконання, а також необхідної якості.

У таблиці 3.1 показані переваги й недоліки методів виготовлення майстер-моделей з різних матеріалів для виготовлення полімерного оснащення із вказівкою їхньої орієнтовної вартості.



а)



б)

Рисунок 3.5 - Виготовлення майстер-моделей з полімерних плит:  
а) метод *close contour casting*; б) полімерна плита на верстаті з ЧПУ.

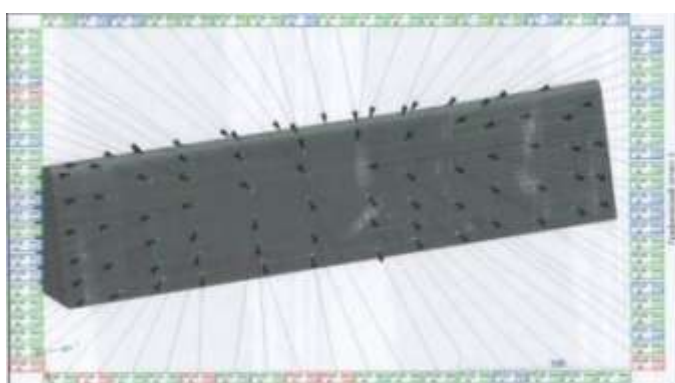
Таблиця 3.1 - Переваги й недоліки матеріалів для майстер-моделей

Матеріал майстер-моделі	Переваги експлуатації	Недоліки експлуатації	Ціна матеріалу
Деревина	Низька вартість, відпрацьована технологія застосування, нешкідливість, широка доступність.	Тривалий цикл виготовлення заготовки, після фрезерування вимагає ручного доведення й сушіння, нестабільність геометричних розмірів після тривалого зберігання, гігроскопічність.	4000 грн/м <sup>3</sup>
Плита МДФ	Гарна якість поверхні після фрезерування, стабільність геометричних розмірів, добре обробляється на верстатах ЧПУ.	Необхідне складання-склейка перед обробкою під пресом, велика вага заготовок, гігроскопічність.	13000 грн/м <sup>3</sup>
Полімерні плити іноземного виробництва, типу RAMPF, HUNTSMAN, AIRTECH.	Висока якість поверхні, не вимагає ручного доведення після фрезерування, можливість повторного використання для виготовлення інших майстер-моделей, легко обробляється на верстатах ЧПУ.	Висока вартість, вимагає спеціальних паст для ремонту, порозаповнювачів і роздільників. Крихка структура плит.	від 10 000\$
Метод close contour casting	Дозволяє заощаджувати дорогий матеріал, можливість швидкого одержання необхідної геометрії, висока якість одержуваної поверхні, легко обробляється на верстатах ЧПУ.	Вимагає додаткового обладнання для нанесення паст.	-

Аналіз економічної доцільності застосування вищевказаних методів і матеріалів дозволяє зробити висновок, що дерев'яні майстер-моделі є найпоширенішим і найменш витратним засобом для одержання формують формують поверхні полімерного оснащення, однак їх застосування не дає такої високої якості форм утворюючої поверхні, як наприклад, використання полімерних плит або плит МДФ.

Як було сказано раніше, при виготовленні майстер-моделей для полімерного оснащення необхідно враховувати багато факторів, які впливають на якість одержуваного оснащення. Одним з таких факторів є висока температура формування ( $+150^{\circ}\text{C}$ ) полімерної ФОП на майстер-моделі в автоклавах для термореактивних сполучних. Різниця КЛТР матеріалу майстер-моделі й матеріалу оснащення викликає викривлення обшивок оснащення й у результаті можна одержати не тільки відхилення від заданого контуру, але й деталь із викривленням.

Для визначення величин відхилень, які з'являються після одного циклу формування оснащення, автором проведений аналіз, організована й проведена експериментальна робота. Виготовлено майстер-модель ідентичного контуру з різних матеріалів: з деревини (сосна) і полімерної плити W0700 [209], виробництва ф. «RAMPF», Німеччина. Після виготовлення на кожній з них було виготовлене формоутворювальне оснащення для виготовлення носової частини агрегату механізації крила транспортного літака препреговим методом. Для виготовлення оснащення використане епоксидне термореактивне сполучне BCO-200. Попередньо були зроблені розмітка майстер-моделей і виконані заміри відхилень геометричних розмірів виготовлених майстер-моделей від еталонної математичної моделі в визначених розміткою точках (рис. 3.6). Виміри проводилися на контрольно-вимірювальній машині «FARO».



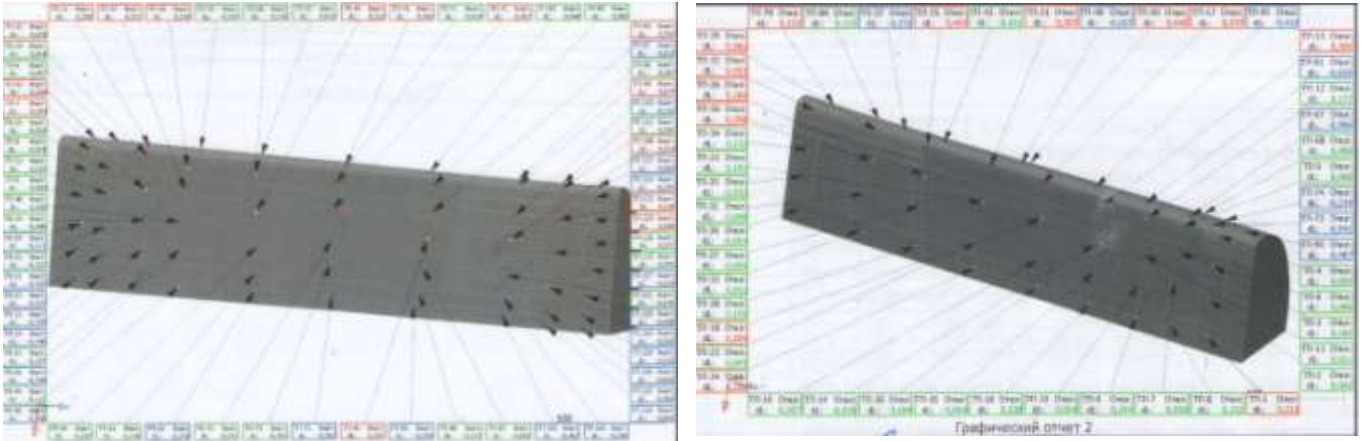
а)



б)

Рисунок 3.6 - Графічні результати вимірів відхилень майстер-моделей, а) майстер-модель із деревини; б) майстер-модель із полімерної плити

Після формування оснащення були проведені повторні виміри в аналогічних точках (рис. 3.7) і проведений порівняльний аналіз отриманих даних (рис. 3.8-3.10).



а)

б)

Рисунок 3.7 – Результати вимірів відхилень майстер-моделей після формування оснащення.

а) майстер-модель із деревини; б) майстер-модель із полімерної плити.

Аналіз отриманих даних дозволяє зробити висновок що однорідність поля відхилень від теоретичної поверхні в більшій мірі спостерігається на майстер-моделі, виготовленій з полімерної плити (рис. 3.8), на майстер-моделі з деревини можна спостерігати різкі стрибки відхилень у деяких точках (рис.3.9).

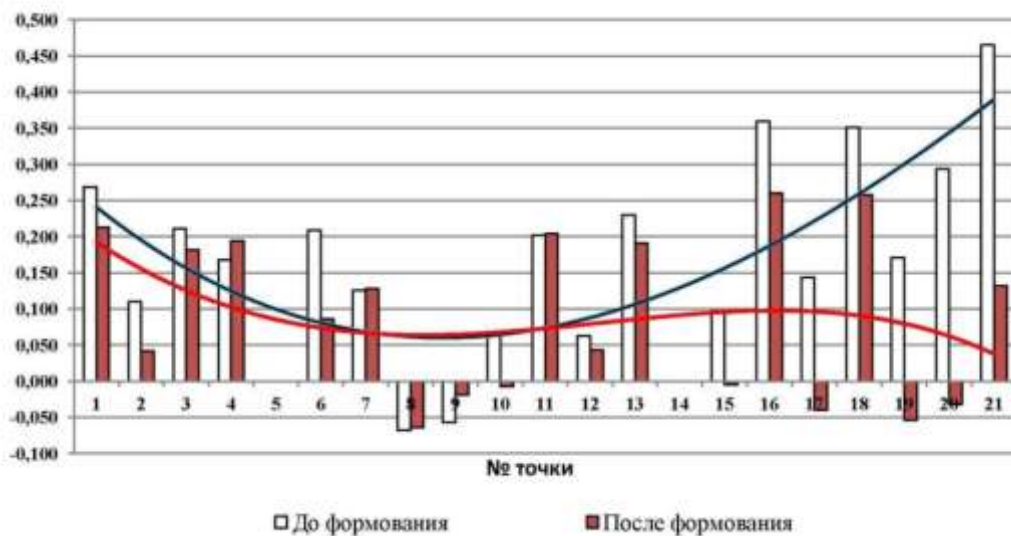


Рисунок 3.8 - Відхилення від математичної моделі поверхні майстер-моделі з полімерної плити до й після виготовлення оснащення

Величина відхилень від теоретичного контуру на майстер-моделі, виготовленій з полімерної плити перебуває в межах 0,25 мм, на відміну від майстер-моделі, виготовленій з дерева, де відхилення досягають 0,7 мм, що свідчить про більш високу точність і якість поверхні майстер-моделі з полімерної плити (рис. 3.10).

Аналіз проведених досліджень показує, що дерев'яні майстер-моделі забезпечують точність виготовлення полімерного оснащення в межах 1,0-2,5 мм. При цьому дерево значно дешевше від інших матеріалів.

Полімерні плити забезпечують більш високу точність (до 0,5 мм), стабільність розмірів і однорідне поле відхилень.

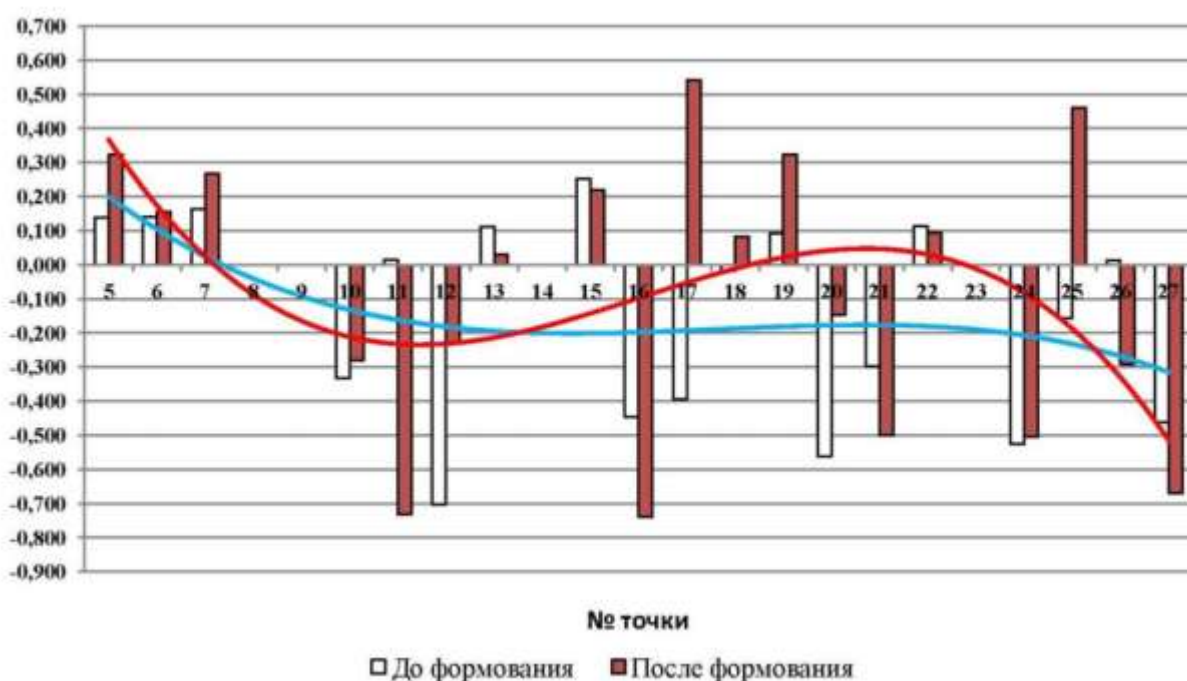


Рисунок 3.9 - Відхилення від математичної моделі поверхні майстер-моделі з дерева до й після виготовлення оснащення

Отже, при технологічній підготовці дослідного й дрібносерійного виробництва виробів із ПКМ необхідно враховувати наступне:

- при виготовленні оснащення для агрегатів, що вимагають високої точності виготовлення, таких як: аеродинамічні моделі, поверхні агрегатів «нульової» (з допуском відхилень до  $\pm 0,5$  мм) і «першої» (з допуском відхилень до  $\pm 1$  мм) зон теоретичного контуру літака необхідно використовувати полімерні плити;



- з метою зниження витрат, скорочення циклів підготовки виробництва, для агрегатів, що допускають відхилення геометричних розмірів у межах  $\pm 1,5\text{мм}$  доцільно використовувати дерев'яні майстер-моделі;

- при проектуванні оснащення необхідно враховувати різну особливість розподілу КЛТР на дерев'яних і полімерних майстер-моделях: після термообробки дерев'яні майстер-моделі мають властивість усадки, полімерні плити - розширення (рис. 3.10). Ця особливість може бути корисна, наприклад, при зніманні деталі або оснащення з майстер-моделі.

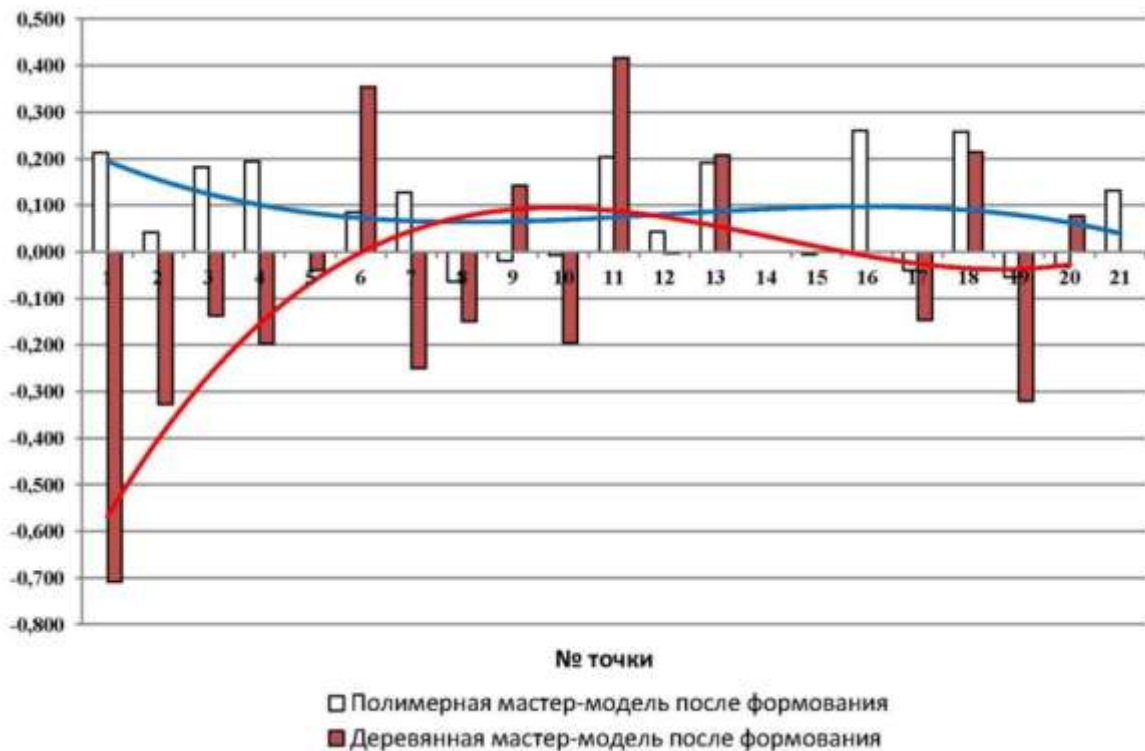


Рисунок 3.10 - Порівняння відхилень майстер-моделей після формовання оснащення

При технологічній підготовці серійного виробництва необхідно забезпечувати високу якість всього оснащення, що виключає ручне доведення поверхонь деталей, що виготовляються. При цьому застосування полімерних матеріалів, не дивлячись на їх високу вартість, є також доцільним. Одним з недоліків полімерних матеріалів можна вважати їх високий КЛТР (до  $50 \cdot 10^{-6}$  1/град), який може бути усунутий використанням сучасних сполучних з низькою температурою полімеризації (до  $60^{\circ}\text{C}$ ) і наступною термостабілізацією у вільному стані після зняття оснащення з майстер-моделі.

### 3.3 Вплив етапів підготовки виробництва на собівартість виробів із ПКМ

Технологічна підготовка виробництва (ТПВ) виробів із ПКМ передбачає проведення комплексу робіт по забезпеченню технологічності конструкцій із ПКМ і необхідних науково-дослідних робіт, включаючи економічно обґрунтований вибір матеріалів, технологічних процесів і проектування засобів технологічного оснащення з розробкою схем ув'язування оснащення по всьому технологічному ланцюгу, включаючи агрегатне й остаточне складання, розрахунок технічно обґрунтованих матеріальних і трудових норм, потрібної кількості технологічного встаткування, технологічного оснащення й виробничих площ, впровадження технологічних процесів і керування ними у виробництві, що забезпечує можливість розпочати виробництво конструкцій із ПКМ у заданому обсязі (рис. 3.11).

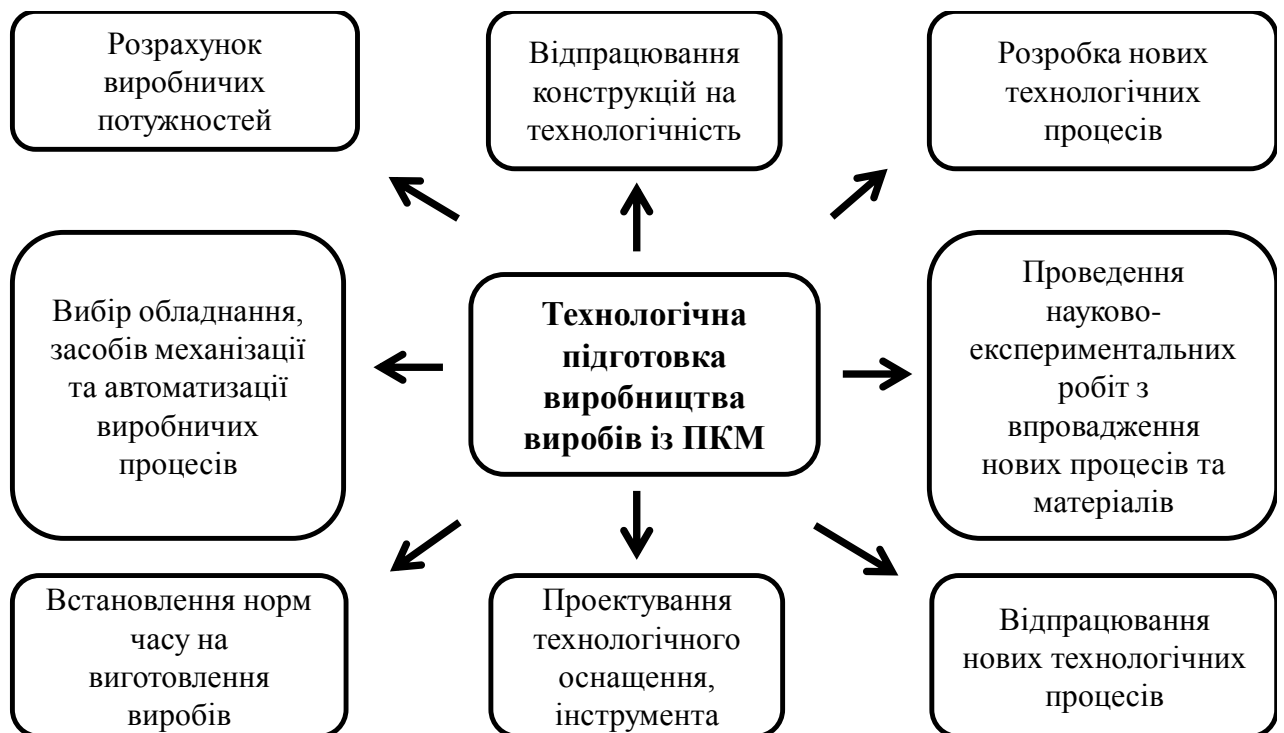


Рисунок 3.11 – Основні елементи ТПВ



Значення цих складових у подальшому важко переоцінити, тому що якість цих рішень визначає не тільки економічну ефективність виробництва, але й цикли, які впливають на строки виготовлення виробів і їхню якість. Обсяг ТПВ виробів із ПКМ залежить від кількості деталей, їх розмірів, технологічності конструкцій, масштабу майбутнього виробництва, технічного рівня й оснащеності підприємства. Структура основних часткових складових трудомісткості ТПВ для виробів із ПКМ представлена на рис. 3.12.

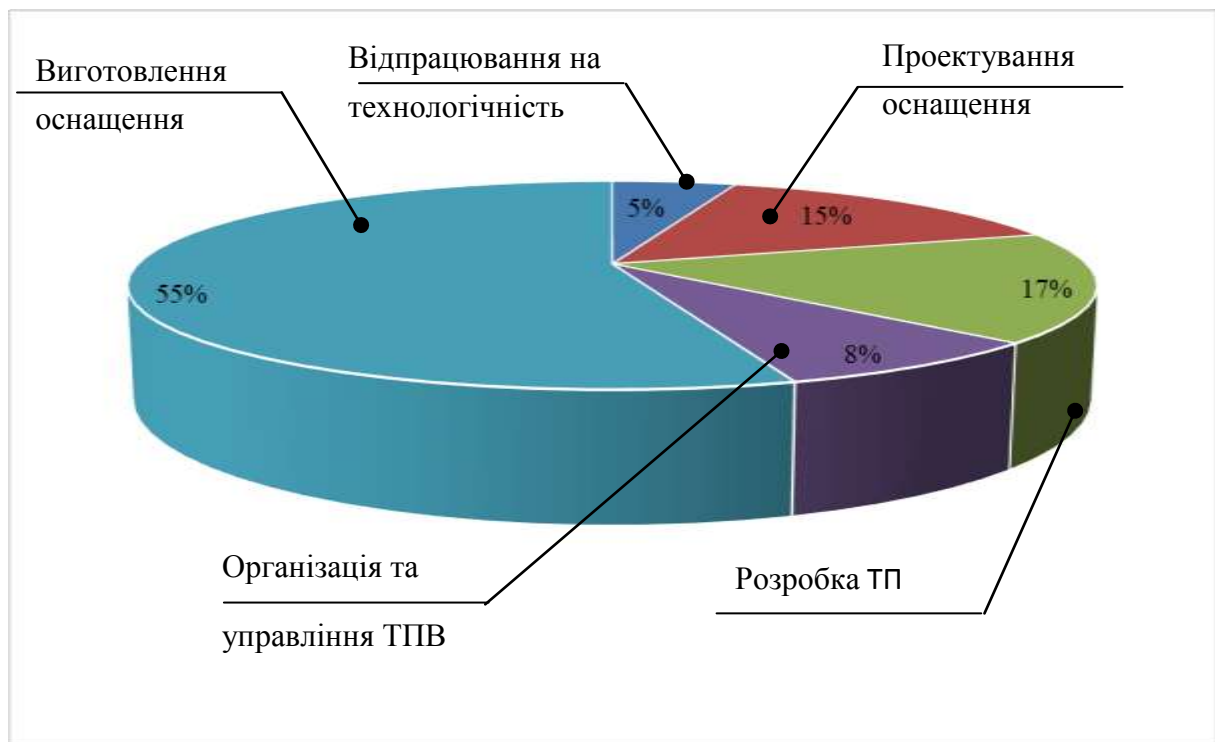


Рисунок 3.12 - Основні складові ТПВ для виробів із ПКМ

Важливим фактором, що впливає на обсяг ТПВ є типологія конструктивних рішень, які конструктор хоче застосувати для конкретного агрегату або деталі. Застосування систем пошарового моделювання спричиняє до необхідності застосування відмінних від традиційних принципів проектування конструкцій із ПКМ, застосування й реалізації КТР для забезпечення можливості автоматизації технологічних операцій, таких як автоматизоване викладення, намотування, розкрий і ін. з метою підвищення рівня технологічності конструкцій, використання уніфікованого оснащення, зниження циклів ТПВ і циклів виготовлення деталей.

Для цього потрібна скоординована робота конструкторів і технологів протягом усього етапу впровадження нових виробів.

З огляду на це, при проектуванні нових виробів повинні створюватися умови, що забезпечують реалізацію 60 - 85% трудомісткості виготовлення деталей і вузлів із ПКМ на обладнанні, у тому числі 40 - 50% на обладнанні з ЧПУ, при цьому рівень механізації відносно автоматизації технологічних процесів повинен становити 70 - 80%.

Досвід виготовлення деталей із ПКМ каркасних конструкцій літака Ан-178 (рис. 3.13), таких як обтічники шасі, залізи крила з фюзеляжем, підтверджує основні технологічні складності їх виготовлення.



Рисунок 3.13 - Застосування ПКМ на літаку Ан-178

*(жовтий колір ПКМ зі склопластику, червоний - ПКМ із вуглепластику)*

Основними з яких є необхідність використання складного і матеріалоємного оснащення із системою рубильників для фіксації діафрагм панелі; крім трудомісткості їх виготовлення, значно ускладнюється герметизація вакуумних мішків при формуванні панелі, що призводить до появи зон непоклеїв на деталі й необхідності її ремонту або доробки;

- складна система вакуумних мішків збільшує ризик пориву мішка, що може привести до втрати тиску під мішком і одержанню дефектної панелі на фінальній стадії виготовлення деталі - вакуум-автоклавному формуванні, для зниження такої ймовірності необхідно застосовувати багатошарові вакуумні плівки великого подовження, які значно дорожчі традиційних;

- великий обсяг і номенклатура гумових профілів для формування порожніх рифтів потребує виготовлення вторинного металевого формувального оснащення для кожного типу профілю, а також витрати на сировину для виготовлення профілів і електроенергію для формування гумових профілів в автоклаві;

- процес розкрою препрега й ручного викладення досить трудомісткий і значно ускладнений необхідністю виготовлення великої кількості заготовок із препрега (на стінки діафрагм, рифти, полички рифтів), їх укладанням на оснащення великих габаритів, а також складністю їх фіксації на криволінійній формі з вертикальними стінками (рис. 3.14).



Рисунок 3.14 - Панель обтічника шасі каркасної конструкції

Перераховані вище складності й недоліки КТР цих агрегатів є фактично неприйнятними для серійного виробництва. Проведений аналіз конструктивно-технологічних рішень панелей заліза й обтічників шасі літаків Ан-148, Ан-70, Ан-140 і Ан-124 показує, що основний типом конструкцій перерахованих деталей є стільникові панелі або каркасні панелі з рифтами з пінопластовим заповнювачем.

У наш час рекомендується розглядати можливість використання стільникових конструкцій, регулярного перерізу в панелях із ПКМ, що проектуються, а також обтічниках шасі для літаків Ан-158 і Ан-178, що дозволить:

- значно знизити трудомісткість виготовлення панелей;
- підвищити якість поверхні панелей;
- виключити з технологічного циклу енергоємні операції виготовлення гумових профілів і вторинного оснащення для їх формування;
- уніфікувати й скоротити обсяги застосовуваних типів матеріалів;
- скоротити операції по механічній і кінцевій обробці деталей.

Безумовно, критерій вагової ефективності літака є першочерговим в оцінці досконалості авіаційної техніки (АТ) і його конкурентоспроможності. При цьому збільшення частки застосування ПКМ у конструкції планера літака, і в першу чергу у високонавантажених агрегатах, визначає його несну здатність і ресурс [211-212].

Однак критерій вартості також є одним з найважливіших параметрів проектування авіаційної техніки (АТ) і показником його конкурентоспроможності. Більше того, цей критерій доповнює критерій вагової ефективності в аспекті досконалості АТ. Нехтування ростом виробничої вартості літака й переважання критерію вагової ефективності практично без врахування критерію вартості комплексу ТПВ і матеріалів призводить до прихованого збільшення циклів підготовки виробництва, трудомісткості виготовлення агрегатів і необхідності застосування дорогих матеріалів.

Якісно виготовити агрегати такої складності можливо тільки за рахунок високої кваліфікації робочого персоналу. Виключається можливість автоматизації виготовлення таких деталей, наприклад, на викладальних машинах, що є не ефек-

тивним у серійному виробництві виробів із ПКМ. У зв'язку із цим виникає необхідність розробки й впровадження більш сучасних, універсальних, а часом і більш простих, технологічних процесів, а також нових конструктивно-технологічних рішень в області проектування й виробництва деталей із ПКМ для літака Ан-178.

Необхідність зниження собівартості виробів, що випускаються серійно, вимагає нового підходу до організації їх виробництва, у тому числі до системи ТПВ виробів із ПКМ, основою якої є:

- комплексна уніфікація елементів технологічного оснащення й технологічних процесів для типових виробів;
- удосконалення існуючих і впровадження нових ТП, у тому числі, із застосуванням сучасних матеріалів, складання інтегральних конструкцій, механічної обробки;
- заміна парку застарілого обладнання, у першу чергу встаткування з ЧПУ;
- реконструкція цехів підготовки виробництва по виготовленню технологічного оснащення у напрямку впровадження принципів ощадливого виробництва, підвищення безпеки праці, поліпшення умов на робочих місцях, оптимізації виробничих операцій.

У ТПВ виробів із ПКМ часто виникає необхідність прийняття випереджаючих рішень при неповному на даний момент обсязі розробленої конструкторської документації, включаючи основний виріб, технологічне оснащення й ін. До цих же питань відноситься розробка й нормування типових маршрутних ТП, розробка графіків проектування й виготовлення оснащення, розміщення попереднього замовлення на придбання матеріалів для деталей літака і оснащення й ін.

У цьому випадку, скорочення тривалості циклу ТПВ повинне здійснюватися по декількох напрямках:

- удосконалення структури підрозділів технологічних служб;
- скорочення строків розробки й узгодження технологічних процесів, запуску у виробництво технологічного оснащення;
- скорочення строків розробки систем керування ходом технологічного процесу.

Для досягнення найбільшої ефективності у своєчасній і якісній зміні технічного рівня й виробничої структури при побудові нового виробу необхідно:

- організувати роботу ТПВ на етапах технічного й робочого проектування безпосередньо в конструкторських відділах, де паралельно з відпрацьовуванням на технологічність визначаються проблемні питання й організується підготовка для їх вирішення й впровадження силами технологічних служб; визначається перелік прогресивного обладнання, виявляються елементи конструкції, виробництво яких не доцільно й економічно не вигідно в умовах даного підприємства;

- надходження документації від конструктора, що повністю пройшла технологічний і нормативний контроль.

- забезпечення високої якості конструкторської документації на виробі.

Таким чином, ТПВ ПКМ- це складний комплекс організаційно-технічних заходів і інженерно-технічних робіт, пов'язаний з підготовкою заходів до випуску нових видів виробів. Система підготовки виробництва конструкцій із ПКМ є багатоцільовою, тому що повинна забезпечувати, одночасне підвищення технічного рівня й поліпшення якості виробів, реалізацію принципу сумісності розглянутого виду виробництва з іншими видами виробництв у межах одного підприємства, раціональне використання трудових, матеріальних і енергетичних ресурсів, скорочення строків створення оснащення й засобів механізації й автоматизації процесів, а також реалізацію інших цілей, обумовлених вимогами виробництва, експлуатації й ремонту техніки й охорони навколишнього середовища. При цьому принцип сумісності передбачає поєднання інформаційної, програмної, технічної й організаційної складових.

### 3.4. Синтез та реалізація технологічних рішень підвищення ефективності конструкцій із ПКМ на етапі технологічної підготовки виробництва.

#### 3.4.1 Розробка технології виготовлення панелей з люковими отворами із гарантованим забезпеченням якості виробів

Окремою проблемою створення конструкцій типу обтічників шасі, зализів крила з фюзеляжем (рис. 3.14) є забезпечення якісної проформовки зон для установки лючків з підсіканнями і радіусними переходами, для забезпечення доступу в процесі експлуатації до систем заправки літака, огляду і контролю відповідних датчиків і апаратури.

Для панелей обтічників шасі і зализів літака Ан-178, що виготовляються з тканини комбінованої склоорганічної Т-42/1-76, проблема частково пояснюється поганими показниками драпірування препрегів на основі цієї тканини. Іншим впливовим чинником є необхідність викладення великих (до 3 м) цілісних заготовок препрега на криволінійну поверхню формуючої оснастки з встановленими на ній накладками для формування декількох лючків.

Типовий перетин укладання шарів в зоні отворів під люки представлено на рис. 3.15.

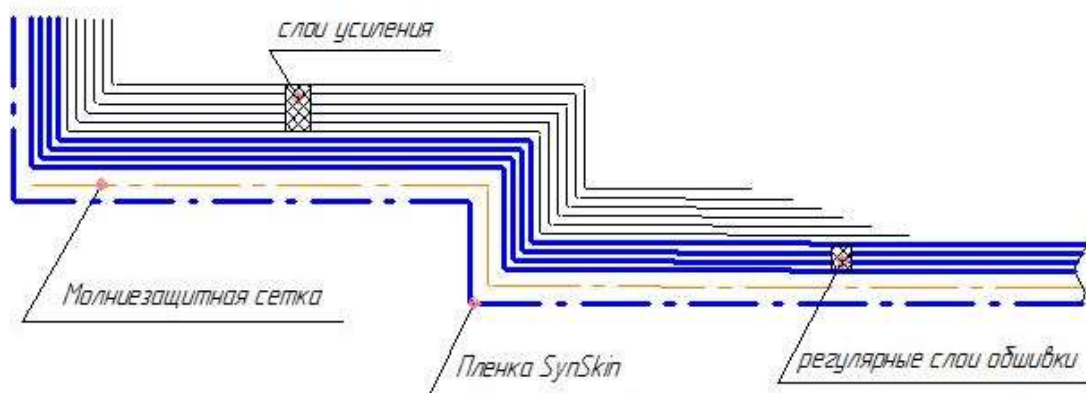


Рисунок 3.15 – Типовий перетин укладання шарів в зоні отворів під лючки

У цьому випадку натягу шарів препрега при викладенні, а отже, і непроклеїв після формування конструкції уникнути важко. Дана гіпотеза підтвердилась при виготовленні композитних конструкцій для літака Ан-178.

При виготовленні деталей з ПКМ допускається виконання розрізів і стиків з перетином заготовок препрега при викладенні. Використовуючи цей фактор, запропоновано виконувати розрізи і стики шарів препрега таким чином, щоб уникнути натягу слоїв препрега і непроклеїв у конструкції.

Для забезпечення необхідної геометрії, а також якісної проформовки пластика в зонах формування підсікань проведено ряд експериментальних робіт:

- по роздільному формуванню панелей і окантовок люкових отворів з подальшим їх складанням-склеюванням на клеї ВК-9 (рис. 3.16);

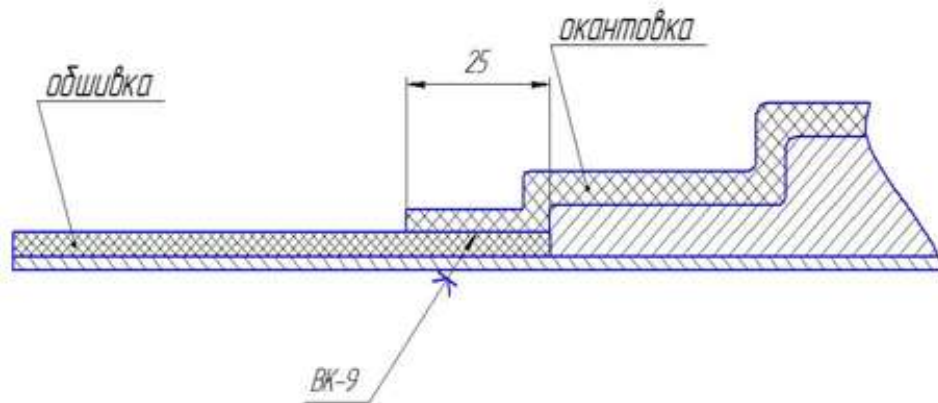


Рисунок 3.16 - Схема склейки обшивки з окантовками люкового отвору з використанням епоксидного клею ВК-9

- по установці вуглецевого джгута і вкладишів з полімерних паст в зонах радіусних переходів (рис. 3.17);

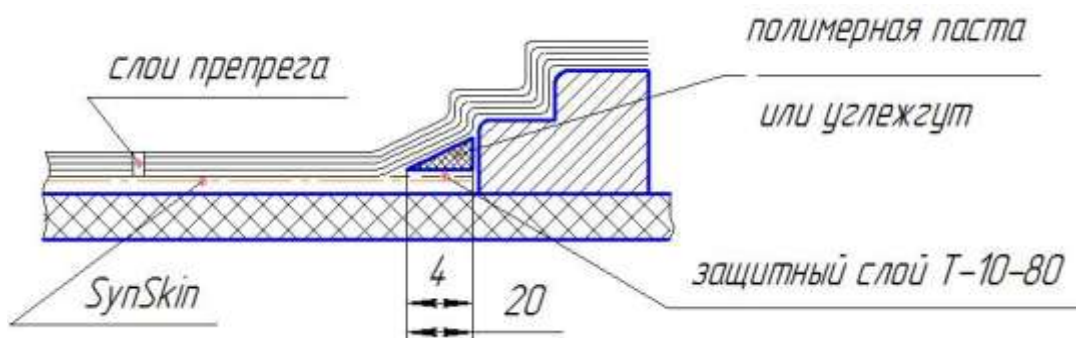


Рисунок 3.17 - Схема викладки фрагмента панелі з встановленим в зоні радіусного переходу вугледжгутом і вкладишем з полімерної пасти



Проведені експериментальні роботи не вирішили проблему з наступних причин:

- недоліками першого варіанту є збільшення маси конструкції через подвоєння товщини деталі в зоні склеювання, необхідність застосування високоточного фрезерного обладнання для оформлення прорізів в панелі і виготовлення додаткового оснащення для притиснення окантовки в процесі склеювання.

- другий варіант дав позитивний результат, проте в зоні установки вкладишів з полімерної пасти спостерігається підвищена пористість, а при укладанні вугледжгута - утруднена його фіксація в потрібному положенні.

Щоб уникнути багаторазових перегинів препрега по радіусним зонам, що створюють натяг при викладенні і надалі його непроформовки в цих місцях, в панелях з декількома отворами під люки був випробуваний метод поетапного формування. Цим методом був виготовлений фрагмент панелі зализа з чотирма люками літака Ан 148. Виготовлення фрагмента панелі відбувалося в 2 етапи:

1-й етап - викладка всіх окантовок під установку лючків і їх формування;

2-й етап - викладка регулярних шарів обшивки з препрега поверх раніше відформованих обкантовок з остаточним формуванням.

Крім того, для більш чіткого виконання радіусних переходів застосовані компенсуючі вкладиші.

Для виготовлення фрагмента панелі було підготовлено технологічне оснащення. В якості розділового шар на робочу поверхню нанесена антиадгезійна композиція Frekote 700-NC. На підготовлену поверхню форми в зоні підсікань під установку лючків була викладена вирівнююча поверхнева плівка SynSkin (рис. 3.17).

Для отримання якісних кутів підсікань плівка SynSkin підрізала в радіусній зоні по периметру кожного люка, із забезпеченням перетинів при викладенні плівки. Утримання плівки SynSkin на поверхні форми забезпечувалося за допомогою місцевого нанесення сполучного ЕДТ-69Н у кількості 100 - 150 г/м<sup>2</sup>.



Рисунок 3.17 - Викладення вирівнюючої поверхневої плівки SynSkin в зонах підсікань під установку лючків

Викладення фрагмента блискавкозахисної сітки MEY-0,08 виконувалося поверх плівки Syn Skin тільки в зоні між двома люками (рис. 3.18). При викладенні підрізання сітки виконувалося аналогічно підрізу плівки SynSkin. Поверх викладеної сітки нанесено сполучне ЕДТ-69Н у кількості 150 - 200 г/м<sup>2</sup>.

Викладення окантовок під установку лючків виконувалося з препрега Т-10-14-ЕДТ-69Н і препрега експериментальної вуглестклотканини ВСТ-170-ЕДТ-69Н.

На половині фрагмента панелі в зону викладки окантовок під установку лючків викладено по одному шару препрега Т-10-14-ЕДТ-69Н, на іншу частину викладений шар препрега ВСТ-170-ЕДТ-69Н. По всіх радіусних переходах (підсіканням) перший регулярний шар препрега був підрізаний, і викладений з перетином 20-25 мм.

На трьох люках в зони підрізів укладені компенсуючі вкладиші з трьох шарів препрега Т-10-14-ЕДТ-69Н. Максимальна ширина вкладиша 20-25 мм, на-

ступні два шари препрега вкладиша викладені сходинкою із зміщенням кожного шару на 3-5 мм.



Рисунок 3.18 - Фрагмент блискавкозахисної сітки МБУ-0,08  
в зоні між двома люками

На четвертому лючку в зоні підрізу викладений компенсуючий вкладиш з препрега ВСТ-170-ЕДТ-69Н. Габарити вкладиша і його викладка виконувалися аналогічно викладеним лючкам з шарів препрега Т-10-14-ЕДТ-69Н.

Схема викладки окантовок під установку лючків представлена на рис. 3.19

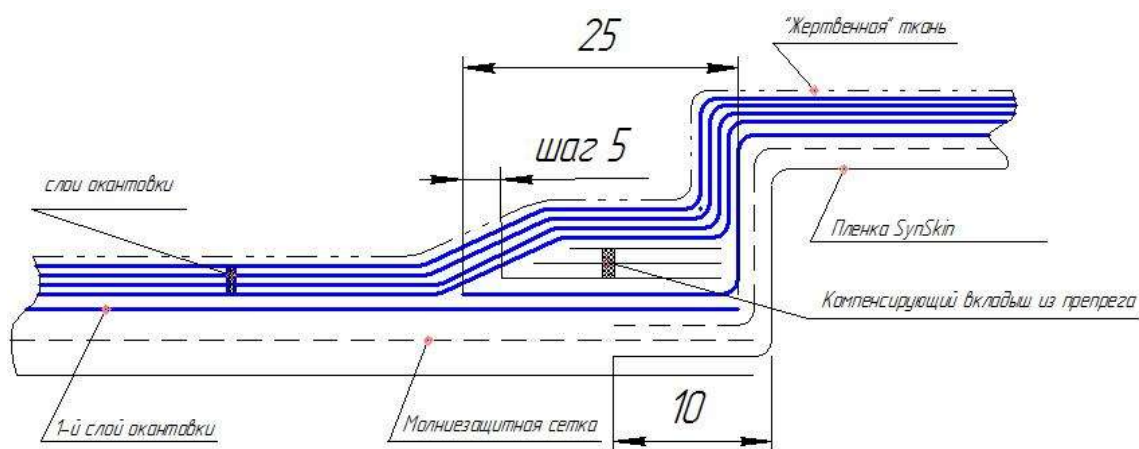


Рисунок 3.19 - Схема викладки окантовок під установку лючків

При викладенні компенсуючих вкладишів з різних видів препрега відзначено, що препрег на основі вуглестклотканини ВСТ-170-ЕДТ-69Н має велику липкість, але добре драпірується і не вимагає виконання додаткових підрізів при викладенні в криволінійних радіусних зонах. Решта регулярні чотири шари окантовок під установку лючків викладені без підрізів і з того ж типу препрега, що і в першому шарі. Поверх викладених шарів препрега обкантовок викладений «жертвний» шар з поліефірної тканини марки SK2PP180-1WH102N174100 виробництва фірми Stevik. Підготовка викладеного пакета до вакуум-автоклавного формування проводилася згідно вимог інструкції ТІ 59-1032-13 [190.1].

Для поліпшення проформовки шарів препрега поверх розділової фторопластової плівки була викладена сира гума.

Вакуум-автоклавне формування відбувалося в автоклаві «Scholz» при температурі  $(125 \pm 5)^\circ\text{C}$ , надмірному тиску  $(2,5 \text{ } 3,0) \text{ кгс/см}^2$  протягом трьох годин.

Після формування технологічний пакет був розформований, «жертвний» шар видалений, відформовані окантовки лючків з форми не знімалися.

Перед подальшим викладанням обшивки панелі на робочу поверхню форми була викладена поверхнева плівка SynSkin. У зонах стику з раніше відформованими окантовками лючків плівка SynSkin викладалася на половині фрагмента панелі - на 5-10 мм під окантовки, на іншу частину фрагмента - встик до окантовок (Рис. 3.20).

Поверх викладеної плівки SynSkin і відформованих окантовок викладені регулярні шари обшивки з п'яти шарів препрега Т-10-14-ЕДТ-69Н, і так само з препрега ВСТ-170-ЕДТ-69Н. Розташування типу препрега при викладенні аналогічне викладенню окантовок під установку лючків.

Підготовка викладеного пакета до вакуум-автоклавного формування проводилася згідно вимог технологічної інструкції ТІ 59-1032-13[210]. Вакуум-автоклавне формування виконувалося в автоклаві «Scholz» при температурі  $(125 \pm 5)^\circ\text{C}$ , надмірному тиску  $(2,5 \text{ } 3,0) \text{ кгс/см}^2$  протягом трьох годин.



Рисунок 3.20 - Стикування плівки Syn Skin з раніше відформованими окантовками

Після розформовки і зняття фрагмента панелі з форми проведена візуальна оцінка якості «лицьової» поверхні. При оцінці видимих дефектів у вигляді розшарувань, непроклеїв, в тому числі і між люковими прорізами, не виявлено. «Лицьова» поверхня гладка не вимагає подальшого доведення, однак в місцях викладення плівки SynSkin встик, виявлені зазори у плівці розміром 1-2 мм. У зонах формування підсікань дефектів у вигляді «зависання», відколів шарів препрега і плівки SynSkin не виявлено, кути проформовані чітко.

Основним недоліком виготовлення панелей методом поетапного формування без зняття відформованих окантовок прорізів з форми є складність укладання плівки SynSkin під відформований отвір із забезпеченням необхідного перетину і утворення зазору при викладенні плівки SynSkin встик.

Для усунення цього недоліку і перевірки можливості зняття відформованих окантовок прорізів з форми, виготовлений фрагмент панелі центрального зализу літака Ан-178 з одним отвором під люк. При викладенні змінена схема укладання плівки Syn Skin, а також випробуваний ще один варіант компенсуючих вкладишів з шарів клейової плівки марки AF 3024 фірми 3М (клей, що спінується під впливом температури в процесі полімеризації деталі). В якості розділового шару на робочу поверхню оснастки нанесена антиадгезійна композиція Frekote 700-NC.

На підготовлену робочу поверхню форми в зону викладки окантовки люкового отвору (не заводячи на підсікання) викладений «жертвний» шар з поліефірної тканини марки SK2PP180-1WH102N174100 виробництва фірми Stevik.

На металеву накладку на формі, яка формує підсікання, в зону установки люка з виходом на 3-5 мм на обшивку форми викладена поверхнева плівка SynSkin. Фіксація плівки Syn Skin проводилася за допомогою нанесення сполучного ЕДТ-69Н у кількості 100-150 г/м<sup>2</sup>. Поверх плівки SynSkin викладена мідна в'язана блискавкозахисна сітка MEY-0,08.

Викладення сітки проводилася аналогічно викладенню плівки SynSkin. Поверх викладеної сітки нанесено сполучне ЕДТ-69Н у кількості 150-200 г/м<sup>2</sup>. У зону викладки сітки MEY-0,08 і «жертвного» шару викладений один шар препрега вуглесклотканини ВСТ-170-ЕДТ-69Н. По всім радіусним переходах (підсіканням) люкового отвору перший регулярний шар препрега був підрізаний, і викладений з перетином 20-25 мм.

У місцях підрізів препрега уздовж більшого розміру лючка з двох сторін викладені компенсуючі вкладиші з трьох шарів препрега вуглесклотканини ВСТ-170-ЕДТ-69Н. Максимальна ширина першого шару компенсуючих вкладишів 20-



25 мм, наступні два шари препрега викладені зі зміщенням кожного шару на 3-5 мм.

Уздовж менших сторін люка викладені шари клейової плівки марки AF 3024 фірми 3М:

- з одного боку викладений один шар клейової плівки шириною 15 мм;
- з іншого боку два шари клейової плівки, при цьому ширина першого шару 15 мм, наступний шар викладений зі зміщенням на 5 мм.

Поверх викладених компенсуючих вкладишів проведена викладка окантовки під люковий отвір з чотирьох шарів препрега ВСТ-170-ЕДТ-69Н. Напрямок укладання шарів - ( $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ).

Схема викладки фрагмента панелі центрального залізу представлена на рис. 3.21.

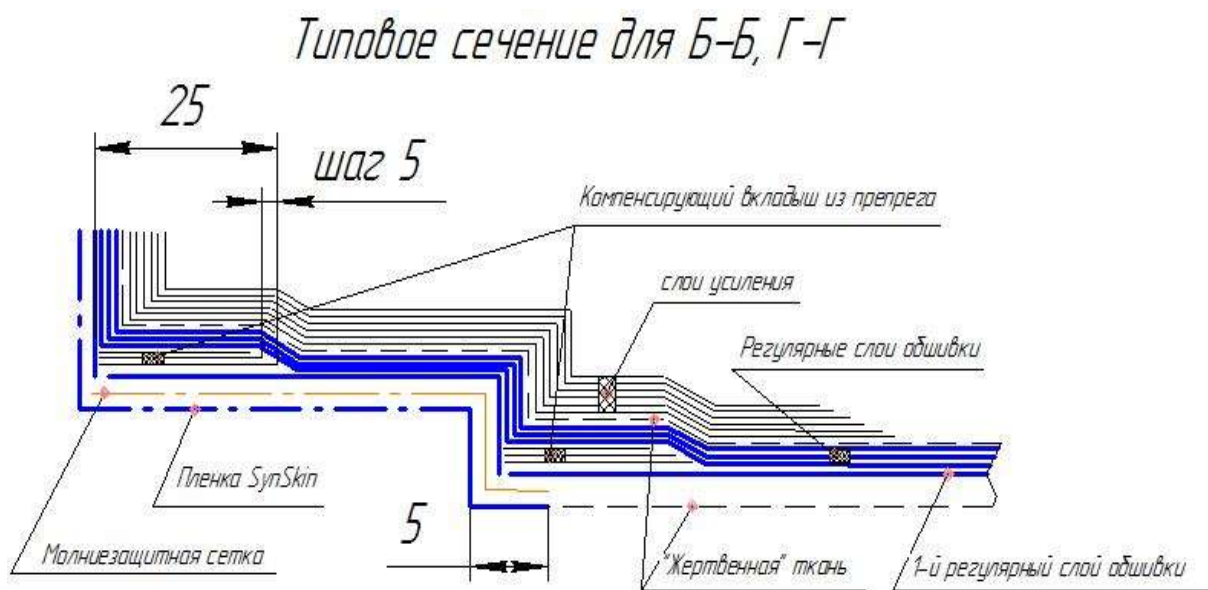


Рисунок 3.21 - Схема викладки окантовки люка панелі  
центрального залізу

Для забезпечення необхідної чистоти (для виключення робіт з підготовки поверхні в зоні приформовки) поверхні пластика під приформовку після термообробки, поверх викладених шарів викладений «жертвний» шар.

Викладення, підготовка викладеного пакета до вакуум-автоклавної формувальності і формувальності проводилися згідно вимог інструкції ТІ 59-1032-13 [190.1].

Після термообробки, окантовка під люковий отвір була розформована, знята з форми і проведена її механічна обробка - обрізка по периметру на відстані 40 мм від підсікань. Наступним етапом на форму в зону викладки регулярних шарів обшивки (до підсікань) викладена поверхнева плівка SynSkin. Поверх плівки Syn Skin викладена блискавкозахисна сітка МЕУ-0,08. З раніше отформованої окантовки під люковий отвір з обох сторін пластика знятий «жертвний» шар, після чого окантовка була встановлена на своє місце на оснащення, при цьому зазорів між окантовкою і оснащенням не спостерігалось, окантовка щільно прилягала до формотворної поверхні оснастки. Викладення регулярних шарів обшивки проводилося з п'яти шарів препрега ВСТ-170-ЕДТ-69Н, при цьому кожен шар обшивки був заведений на відформовану окантовку (рис. 3.22). Напрямок укладання шарів ( $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ).



Рисунок 3.22 - Викладення регулярних шарів обшивки поверх раніше отформованої окантовки під люковий отвір

Вакуум-автоклавне формування виконувалося в автоклаві «Scholz» при температурі  $(125 \pm 5)^\circ\text{C}$ , надмірному тиску  $(2,5-3,0)$  кгс/см<sup>2</sup> протягом трьох годин. Після зняття фрагмента панелі центральної з форми проведена візуальна оцінка якості його поверхонь. В результаті виявлено, що:



- в зоні приформовки регулярних шарів обшивки до раніше отформованої окантовки: зтяжок, непроклеїв, складок не виявлено;
- виготовлений фрагмент панелі має хорошу якість «лицьової» поверхні;
- у місцях викладення компенсуючих вкладишів зі стрічок препрега ВСТ-170-ЕДТ-69Н (уздовж великих сторін люка) радіус підсікання проформованний дуже якісно, кути без сколів і «зависання» плівки Syn Skin (рис. 3.23).

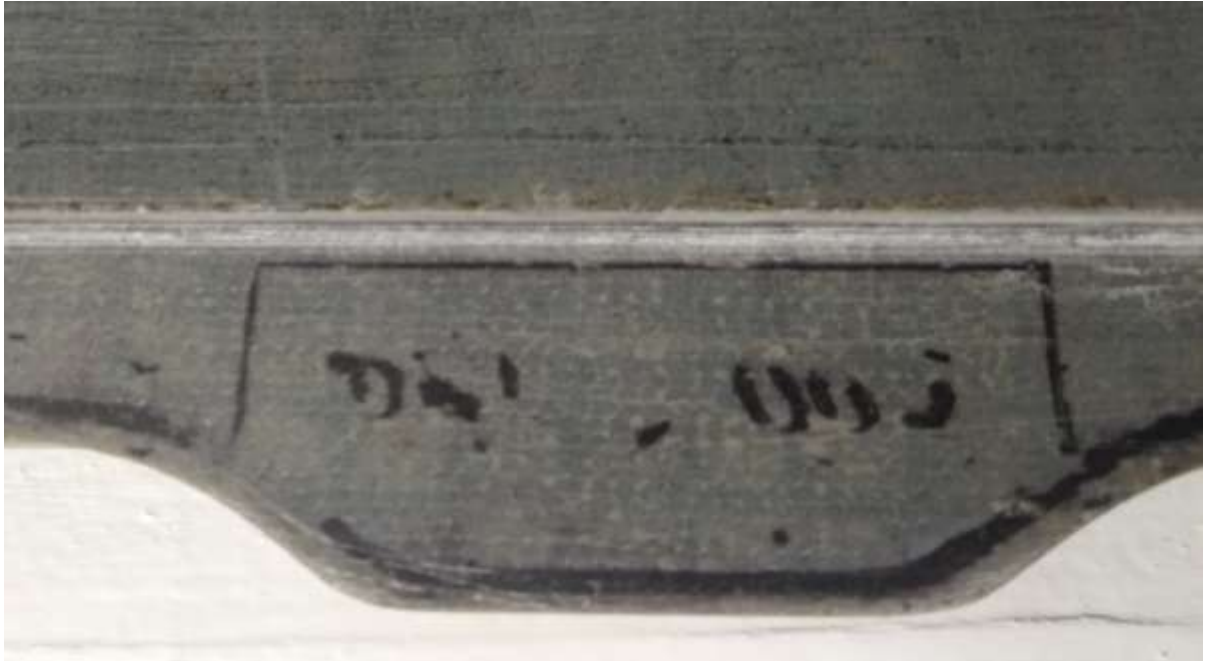


Рисунок 3.23 - Зовнішній вигляд підсікань, відформованих за допомогою компенсуючих вкладишів зі стрічок препрега.

- в місцях викладення компенсуючих вкладишів з клейової плівки марки AF 3024 (уздовж менших сторін люка) виявлені відколи плівки Syn Skin, клею і сполучного ЕДТ-69Н довжиною до 40 мм уздовж радіуса, кромка виглядає пористою (рис. 3.24).

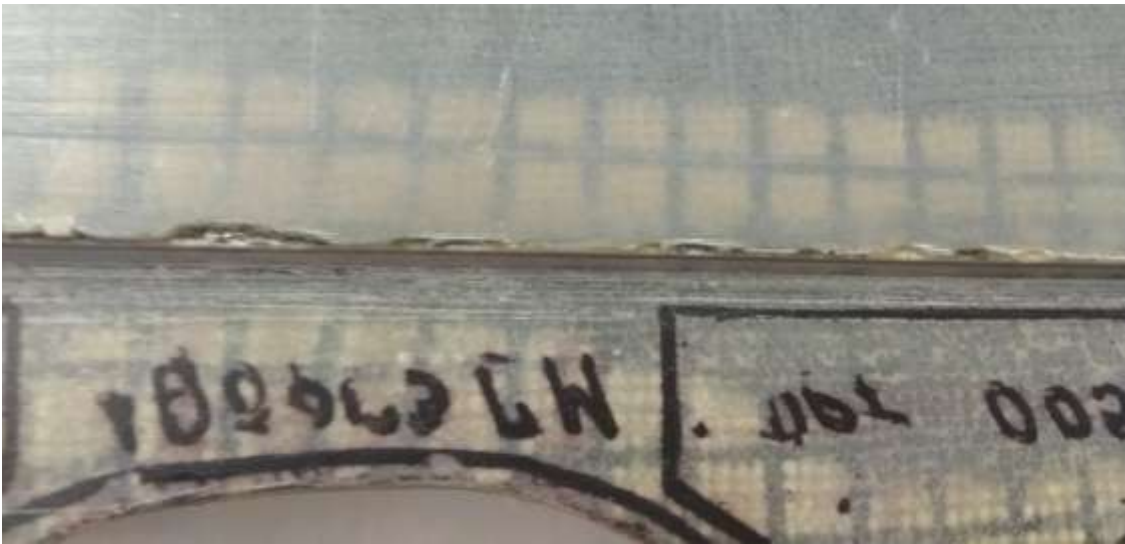


Рисунок 3.24 - Зовнішній вигляд підсікань, відформованих за допомогою компенсуючих вкладишів з клейової плівки марки AF 3024

Результатом цієї експериментально-дослідної роботи є принципово новий технологічний процес виготовлення конструкцій з отворами під люки, який надійно забезпечує дотримання малих радіусів в зонах підсікань і радіусних переходів - спільне формування панелі з попередньо відформованими окантовками люкових отворів. В процесі роботи відпрацьовані два варіанти такого технологічного процесу:

- спільне формування з попередньо відформованими окантовками без їх зняття з формуючої оснастки;

- спільне формування з попередньо відформованими, знятими з форми і механічно обробленими окантовками, що є більш технологічним і контрольованим. До недоліків випробуваного технологічного процесу віднесені збільшення трудомісткості, витрати допоміжних матеріалів і необхідність додаткового режиму вакуум-автоклавного формування, які значно компенсуються зменшенням обсягу складних і трудомістких операцій по ремонту розшарувань і доведення люкових отворів в зонах країв і радіусних переходів, неминучих при традиційному одночасному формуванні без підрізів обшивок в зонах лючків і без компенсуючих вкладишів. У доповнення до випробуваних раніше компенсуючих вкладишів з ву-

гледжгута і полімерних паст для забезпечення виконання якісних переходів на деталях в зонах з малими радіусами, випробувані компенсуючі вкладиші з шарів препрега і шарів полістиролу клею марки AF 3024 фірми ЗМ. Для отримання чітких, якісних кутів підсікань з малим радіусом (або майже прямих) рекомендується в зоні підсікань виконувати підріз першого регулярного шару з наступною викладкою в зону різку компенсуючих вкладишів зі стрічок препрега. Кількість і ширина вкладишів залежать від глибини підсікань на деталі. При застосуванні компенсуючих вкладишів маса 1 м.п. люкового отвору в середньому збільшується на 19 гр, що практично не впливає на загальну масу деталі.

Аналізуючи всі випробувані варіанти компенсуючих вкладишів (в тому числі і в попередніх роботах) найбільш ефективним і технологічним є варіант виготовлення компенсуючих вкладишів з шарів препрега, випробуваний у ході виконання цієї роботи. Варіант виготовлення компенсуючих вкладишів з препрега основного матеріалу конструкції є універсальним, його можна рекомендувати для всіх типів препрегів (для скляних і вуглецевих наповнювачів на будь-яких типах сполучних).

Використання в якості вирівнюючого вкладиша вугледжгута типу ВКН, просоченого сполучним можна застосовувати тільки для деталей і конструкцій, що виготовляються з препрегів на основі розчинних сполучних. Для деталей, що виготовляються з препрегів типу HexPly джгут можна зробити самостійно з препрега. Але при викладенні таких джгутів на складну криволінійну поверхню з перегинами, технологічної липкості препрега не вистачає для фіксації джгута, потрібно виконувати поперечні розрізи, (що ведуть до «кошлатання» джгута) і передбачати додаткові заходи для його утримання в необхідному положенні.

Варіанти використання полімерних паст і спінюючого клею більш технологічні у виконанні. І паста і клей добре утримуються в потрібному положенні, повністю заповнюють глибину підсікань, але після затвердіння в процесі формування деталі, утворюють крихку пористу кромку.

Основні ідеї з вдосконалення технологічного оснащення для виготовлення таких конструкцій описані в наших патентах на винахід [73-78].

### **3.4.2 Розробка конструктивно-технологічного оснащення з використанням еластичних формуючих елементів**

Забезпечення необхідних характеристик конструкцій з ПКМ залежить від рівня механічних характеристик вихідних конструкційних матеріалів, режимів їх термообробки, а також від технологічних прийомів виготовлення деталей.

При розробці і виготовленні конструкцій інтегрального типу питання проектування, розробки технології виготовлення і конструювання технологічного оснащення нерозривно пов'язані між собою. Конструкція і матеріали технологічного оснащення безпосередньо впливають на якість і вартість виготовлених на ньому деталей з ПКМ.

Однією з проблем виготовлення деталей каркасного і інтегрального типів, є вибір високоефективних, але при цьому економічних матеріалів, що застосовуються для виготовлення формоутворюючих оправок і вкладишів з гумових матеріалів. Раніше для виготовлення оправок традиційно застосовувалися гумові суміші з силіконової гуми ІРП 1338, що вимагало окремих витрат на проектування і виготовлення дорогих прес-форм, а потім додаткових витрат електроенергії на термообробку гумових оправок в прес-формах при високих температурах.

Для вирішення цієї проблеми можуть застосовуватися елементи оснащення, що термічно розширюються з термостійких заливальних композицій, які вулканізуються при кімнатній температурі. Для цього використовують комбінований метод виготовлення деталей з застосуванням елементів (оправок), що термічно розширюються в комбінації з автоклавним формуванням. Формування пакету здійснюється під впливом надлишкового тиску в автоклаві з використанням пружної деформації елементів, що термічно розширюються при розміщенні їх у внутрішніх порожнинах. Елементи, що терморозширюються контактують з препрегом, тим самим ущільнюючи його, в тому числі, у важкодоступних, для звичайних методів формування, місцях конструкції.

Основним призначенням оснащення, для формування деталей з ПКМ еластичними оправками, є відтворення контуру внутрішньої порожнини конструкції в

не обжатому стані пакету препрега (можливість збирання не затвердженої конструкції) і створення необхідного тиску формування при нагріванні оправок до температури затвердіння сполучного компонента матеріалу.

В якості матеріалу для еластичних оправок використовують термостійку заливальну композицію марки Aircast 3700 виробництва ф. Airtech. Досліджуванний матеріал Aircast 3700 - двохкомпонентний модифікований компаунд, що вулканізується при кімнатній температурі, призначений для виготовлення гнучких оправок і цулаг. Значна відмінність в коефіцієнтах термічного розширення між Aircast 3700 і металевим оснащенням дозволяє використовувати його в якості формуючого елемента, що створює тиск. Основні характеристики матеріалу Aircast 3700 представлені в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 – Основні характеристики Aircast 3700.

<b>Характеристика</b>	<b>Величина, ед. изм.</b>
Густина	1,25 г/см <sup>3</sup>
Максимальна робоча температура	232 °С
Теплопровідність	2,6 W/mK
Максимальне подовження	180%
Твердість	50 ± 5 по Шору А
Міцність при розтягуванні	4,48 МПа
Міцність при розриві Залишкове стиснення (22 години в 177 °С)	11,38 кН/м
Коефіцієнт термічного розширення	10%
Густина	2,5 x 10 <sup>-4</sup> °С <sup>-1</sup>

Основними етапами технологічного процесу виготовлення оправок є:

- змішування необхідної кількості компонентів (відповідно до рекомендацій виробника);
- дегазація композиції для видалення захопленого при перемішуванні повітря;

- заливка композиції в формотворне оснащення.

Після створення вакууму заливальна композиція розширюється в 4 рази порівняно з початковим об'ємом (Рис. 3.25). Після закінчення двох хвилин і виходу бульбашок повітря і летючих речовин матеріал повертається до початкового об'єму.



а)

б)

Рисунок 3.25 – Стан заливальної композиції до і після дегазації у вакуумній камері (а – до дегазації, б- після дегазації)

Після процедури дегазації композицію Aircast 3700 залили в необхідну порожнину. Витримка композиції після заливки проводилась протягом 24 годин при температурі 25°C.

Для визначення оптимальної розділової композиції, що підходить для нанесення на поверхні оснащення для забезпечення розвантаження затверджених формуючих елементів з композиції Aircast 3700 невелику кількість композиції Aircast 3700 наносили на різні поверхні з розділювачем.

Витримка композиції після нанесення проводилась протягом 24 годин при температурі 25°C. В якості розділового шару випробувані наступні марки розділювачів: Frecote 700-NC, Tool release film SK2TR260-1BR175MC914165, липка стрічка Teflease MG2. По результатам досліджень визначено, що найбільш прийнятною для застосування і технологічною є плівка з липким шаром Tool release film

SK2TR260-1BR175MC914165. Затверджений на поверхні даної плівки вкладиш з Aircast 3700 мав гладку формуючу поверхню і легко витягувався з оснащення. Застосування Aircast 3700 без розділового шару на шорстку поверхню металу, дерева, склопластику згодом ускладнює знімання відформованого елемента. В той же час рідка композиція Aircast 3700, нанесена на відполіровану металеву поверхню, після остаточного затвердіння легко відділяється у вигляді відформованого елемента і легко витягується з формуючого оснащення.

Застосування заливальної композиції для виготовлення формуючих профілів виправдано для виготовлення деталей з ПКМ закритого контуру, типу стрингерів  $\Omega$ -подібного перетину, балок і інших виробів.

Для відпрацювання технологічного процесу виготовлення формуючого елемента з Aircast 3700 був обраний зразок стрингера з вуглепластика силової панелі хвостового оперення транспортного літака. Матеріал виготовленого фрагмента – вуглецевий препрег HexPly, компанії Hexcel Composites (Франція).

Для виготовлення формуючого профілю, з деревини була виготовлена дослідна майстер-модель, яка відтворює зовнішній ТК стрингера (рис. 3.26).

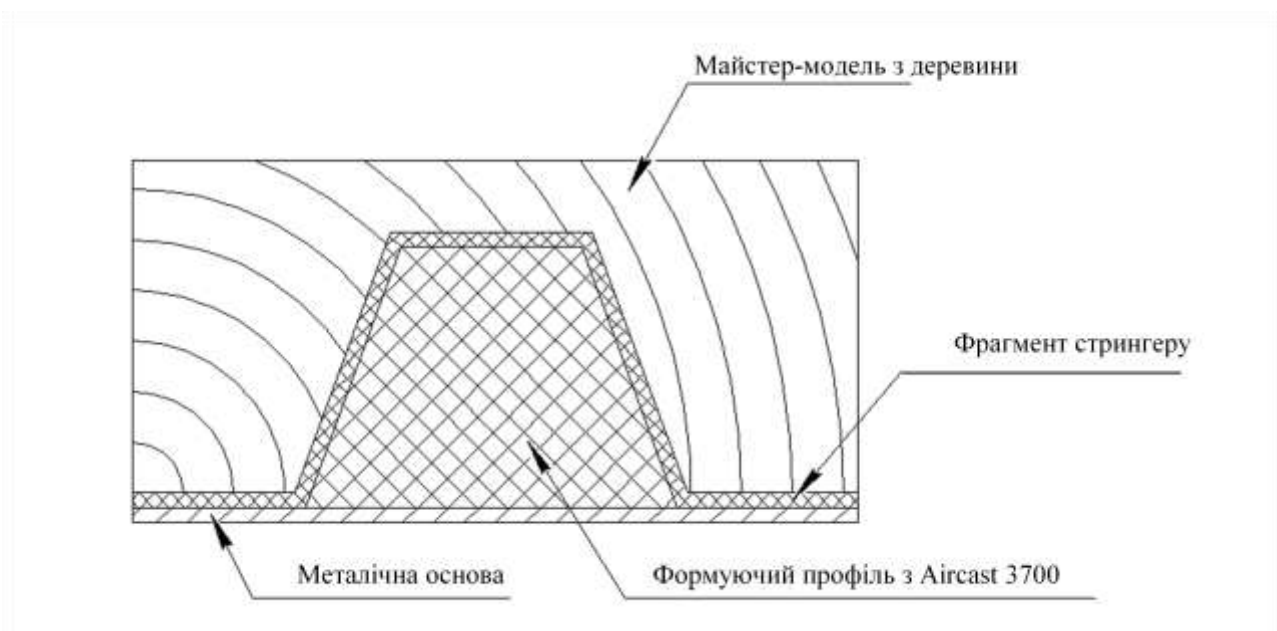


Рисунок 3.26 - Схема формування  $\Omega$ -подібного стрингера

На майстер-моделі була попередньо відформована деталь, що імітує стрингер з вуглепластика (фальшдеталь). Після заливки композиції в порожнину фор-

ми, проводилась вулканізація суміші при кімнатній температурі протягом 24 годин. Формування зразка стрингера виконувалося по режиму термообробки препрега HexPly, який був рекомендований розробником.

Проведений не руйнуючий контроль виготовленого фрагмента стрингера показав відсутність не проклеїв у пластику деталі. Отриманий формуючий профіль і зразок стрингера показані на рис. 3.27.

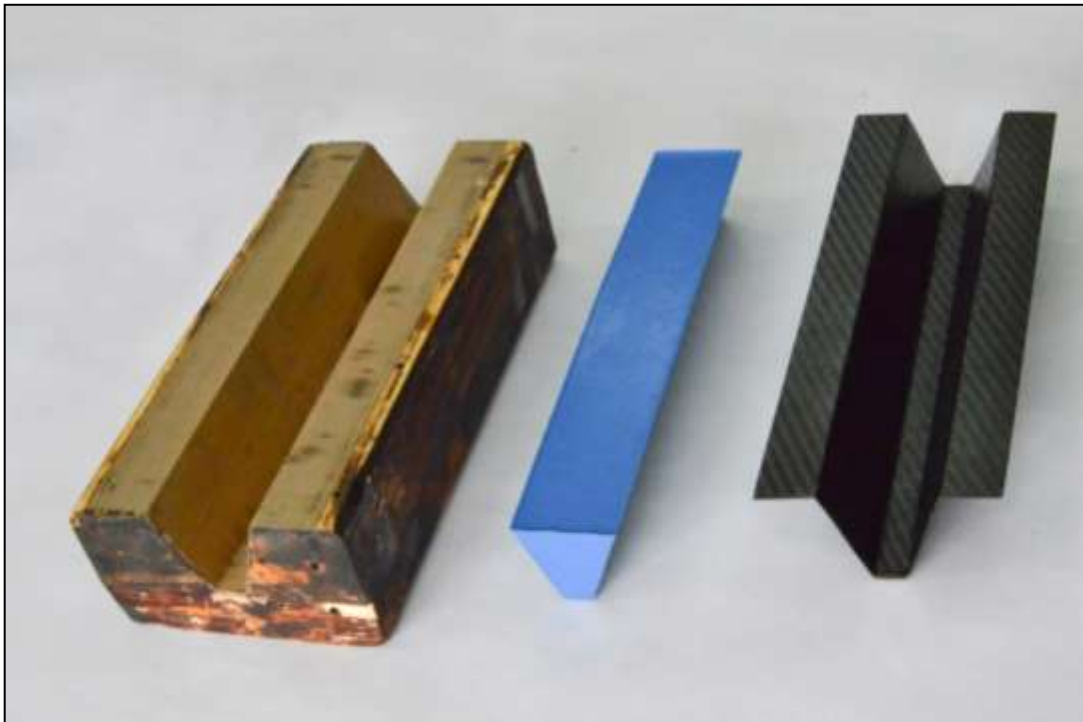


Рисунок 3.27 – Майстер-модель из древесины с изготовленным фрагментом формующего профиля из Aircast 3700

Після відпрацювання технології виготовлення дослідного фрагмента стрингера проведена робота по впровадженню матеріалу Aircast 3700 в оснащення для формування конструкцій складного контуру, наприклад для діафрагм, які мають наступні конструктивні особливості:

- борти діафрагм виконані в протилежні боки (різноспрямовані борти);
- один борт діафрагми має закриту малку, інший – відкриту (відносно внутрішньої стінки діафрагми).



Раніше для виготовлення такого типу деталей застосовувалося металеве оснащення (Д16Т), що складається з двох оправок (пуансонів) і розбірної матриці. Нижня оправка (зі боку відкритої малки) виконана суцільнометалевою, а верхня (з боку закритої малки) – рознімною з 4-х частин для забезпечення виймання. При використанні такої конструкції формуючого оснащення, у процесі виймання деталі при розбиранні на поверхні форми утворювалися деформації і забоїни. Крім цього оснащення була важким і незручним в експлуатації.

Наявність закритої малки одного з бортів діафрагми створює істотні труднощі при їх виробництві. Збірна металева оправка ускладнила збирання і розбирання оснащення. Використовуючи пружні властивості оправок з Aircast 3700, було запропоновано зробити оправлення монолітним у вигляді однієї деталі.

З метою дослідження нових тенденцій у світовій практиці по використанню в оснащенні пуансонів, що терморозширюються, призначених для формування деталей з ПКМ, була розроблена нова конструкція оснащення для виготовлення такого типу діафрагм (рис. 3.28).

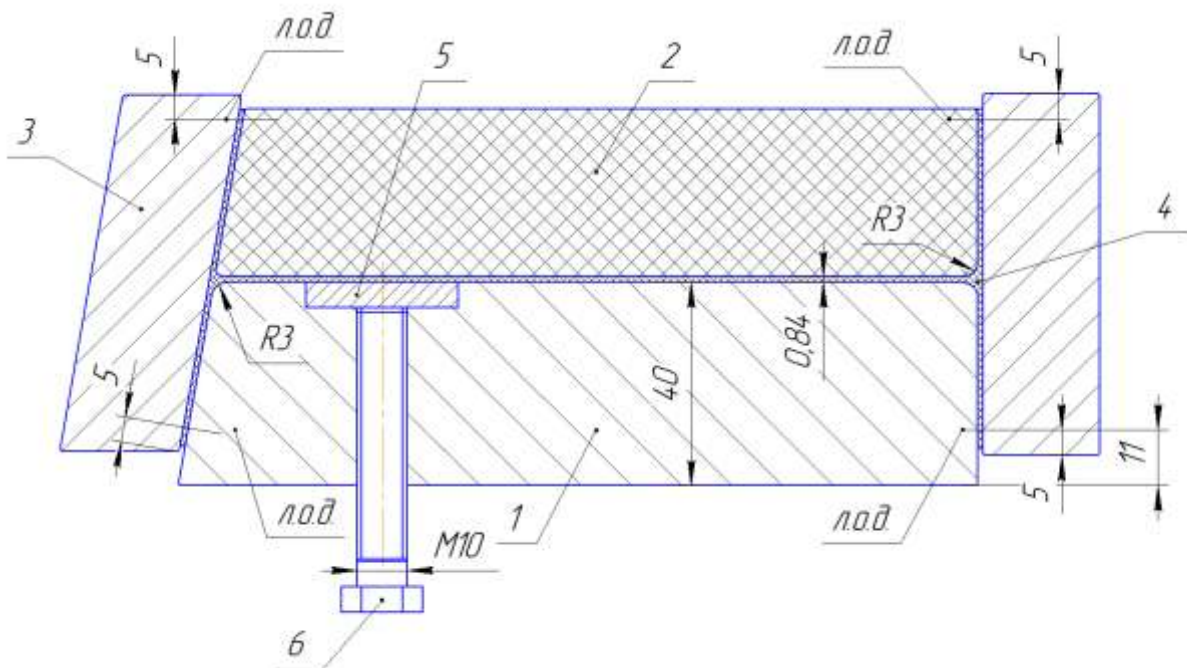


Рисунок 3.28 – Конструктивні особливості оснащення з використанням формуючих елементів з Aircast 3700 (1 – металічна оправка; 2 – оправка із Aircast 3700; 3 – обойма; 4 – фальшдеталь; 5 – вставка 6 – болт).

Варіант розробленого оснащення представляє собою розбірне оснащення, що складається із складеної обойми і двох формуючих оправок. Жорстка складена металева обойма замикає одну металеву оправку і іншу еластичну оправку з компаунда Aircast 3700. З метою випробування працездатності оснащення (рис. 3.28), що має у своєму складі одну оправку, що терморозширюється з Aircast 3700 (іншу з Д16), була виготовлена фальшдеталь з препрега HexPly і в зібраній формі, з встановленою фальшдеталлю, відформований вкладиш з компаунда Aircast 3700. У виготовленому оснащенні була відформована дослідна діафрагма. Формування деталі виконувалося двома оправками оснащення: однією металевою і іншою еластичною оправкою з Aircast 3700 (рис. 3.28).

Зовнішній вигляд виготовленої діафрагми задовільний. Візуальний огляд показав, що якість пластика борту діафрагми, відформованого з допомогою оправки з Aircast 3700, вища, ніж якість пластика протилежного борту діафрагми, відформованого металевою оправкою. Проте в зоні стінки діафрагми утворилася незначна затяжка. Крім того, якість приформовки в зоні еластичного вкладиша було значно кращою, ніж у зоні формування жорсткого вкладиша на жорстку матрицю. Для забезпечення вилучення оправок з Aircast 3700 із зони з закритою малкою в неробочу частину оправки з Aircast 3700 встановили два технологічних кріпильних елемента, з допомогою яких оправка легко витягується з оснащення.

Для усунення вищевказаних недоліків на деталі відпрацьована технологія застосування формуючих елементів з Aircast 3700 з двох сторін, замість металевої вставки. У такому варіанті оснащення вертикальні стінки і внутрішня перегородка діафрагми формуються за рахунок термічного розширення двох оправок з Aircast 3700. Таким чином, нове виконання оснащення для формування діафрагми представляє собою жорстку складну металеву матрицю (обойму), яка замикає дві формуючі оправки з компаунда Aircast 3700 (рис. 3.29).

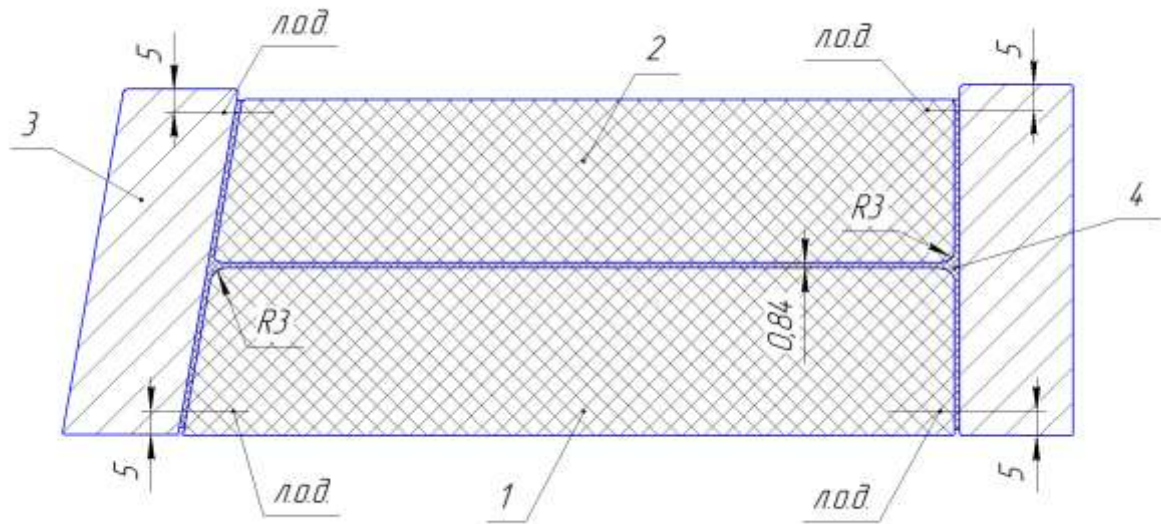


Рисунок 3.29 – Конструктивні особливості оснащення с використанням двох формуючих елементів з Aircast 3700 (1 – оправка з Aircast 3700; 2 – оправка з Aircast 3700; 3 – обойма; 4 – фальшдеталь).

Повторне виготовлення діафрагми підтвердило гіпотезу про підвищенні якості отриманої деталі. Під час візуального огляду і не руйнівного контролю дефектів не виявлено. Перевірка розмірів виготовленої діафрагми на контрольно-вимірювальній машині показала відповідність розмірів деталі вимогам креслення.

Для зменшення маси еластичного вкладиша і економії дорогого матеріалу Aircast 3700 був виготовлений дослідний варіант – вкладиш з «порожжинами - кишнями», що зменшують товщину і об'єм Aircast 3700.

Заливка композиції Aircast 3700 у форму виконувалася з використанням технологічного елемента (рис. 3.30).

Технологічний елемент, встановлений через розділову плівку, легко видалявся після затвердіння композиції Aircast 3700 і утворював при цьому у вкладиші «порожнину - кишню». Дослідна деталь, виготовлена з застосуванням вкладиша з «порожжинами - кишнями», має задовільну якість поверхні.

Зменшення товщини вкладиша з Aircast 3700 у подальшому дозволить, при необхідності, зменшити витрата матеріалу, знизити перегрів деталі в процесі

формування і мінімізувати різницю температур у різних точках на поверхні форми.

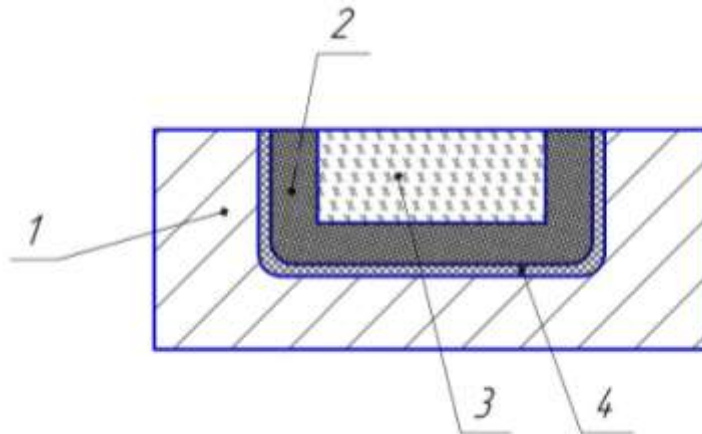


Рисунок 3.29 – Виготовлення еластичного вкладишу з «полостями-карманами» (1 – основа форми; 2 – вкладиш (Aircast 3700) з «полостями – карманами»; 3 – технологічний елемент (пінопласт), формуючі «кармани»; 4 – фальшдеталь)

З метою продовження життєздатності формуючих елементів оснащення з Aircast 3700 запропоновано застосовувати розділову липку стрічку Teflease MG2.

Teflease MG2 повторює складні кути і поверхні оснащення, забезпечуючи багаторазові зйоми. Ця стрічка забезпечує антиадгезійний шар на затверджених елементах оснащення з Aircast 3700. Облицювальну липку стрічку Teflease MG2 необхідно наносити на поверхню однієї з виготовлених формуючих оправок. Після виконання декількох термообробок необхідно визначити кратність використання облицьованих профілів у порівнянні з не облицьованими профілями.

Одночасно випробувана можливість нанесення інших типів термостійких липких стрічок в якості облицювання профілів з Aircast 3700 (рис. 3.30). Остаточний вибір і доцільність їх застосування необхідно визначати при серійному виробництві деталей.



Рисунок 3.30 - Нанесення термостійких розділюючих стрічок різних марок на поверхню формуючого вкладишу із Aircast 3700

Перспективність застосування матеріалу Aircast 3700 полягає у використанні його для формоутворення в деталях складних контурів і поверхонь (таких як носки крила, деталі зі складними місцевими порожнинами, а також в деталях з місцевими радіусними і сферичними зонами).

Запропонований технологічний прийом відноситься до ресурсозберігаючого, має гнучку структуру, що робить його перспективним в умовах сучасного виробництва виробів з ПКМ.

В результаті можна зробити висновок, що матеріал Aircast 3700 повністю відповідає вимогам, що пред'являються до матеріалу формуючих елементів, що терморозширюються і цілком може застосовуватися для їх виготовлення. Результати виконання даної роботи показали принципову можливість виготовлення деталей з вуглепластика методом полімеризації препрегів, що знаходяться між жорсткою металевою напівформою і формуючим елементом з матеріалу Aircast 3700. Деталі з вуглепластика, виготовлені з допомогою формуючих елементів з матері-

алу Aircast 3700, мають гарний зовнішній вигляд обох поверхонь (зовнішньої – прилягала до металу форми і внутрішньої - відформованої вкладишами з Aircast 3700). Оцінка якості деталей з вуглепластика, виготовлених з допомогою формуючих елементів з матеріалу Aircast 3700, дозволяє зробити висновок про їх відповідність вимогам креслення. Розроблена і випробувана технологія виготовлення формуючих елементів з матеріалу Aircast 3700, була застосована потім для формування різноманітних деталей з вуглепластика, дозволяє спростити оснащення, і надалі оптимізувати процес підготовки виробництва, зробити його економічним і більш доступним. Скоротилася матеріаломісткість вторинного допоміжного оснащення за рахунок можливості застосування спрощених форм для заливання двокомпонентного компаунда Aircast 3700 замість спеціальних пресформ, які зазвичай застосовуються для виготовлення профілів з силіконових резин типу ИРП-1338. Застосування матеріалу Aircast 3700 виключає енерговитрати на термообробку оправок за рахунок його вулканізації при кімнатній температурі. Зниження вартості виготовлення оснащення дозволяє також зменшити вартість готового виробу і терміни його виготовлення. Висока адгезійна здатність компаунда Aircast 3700 до вже затверджених оправок з Aircast 3700 дає можливість коригування геометрії оправок.

У випадку місцевих пошкоджень оправки можна відновлювати, що значно скорочує витрати на підготовку виробництва. Матеріал Aircast 3700 також доцільно застосувати при виготовленні формуючих профілів для дослідних і одиничних зразків і деталей. Можливе застосування матеріалу Aircast 3700 для швидкого виготовлення місцевих формуючих елементів при виконанні ремонтних робіт в деталях з ПКМ у випадку відсутності капітального оснащення.

Основні ідеї з вдосконалення з описаних вище технологічних прийомів описані в наших патентах на винахід [78-80].

### **3.5. Використання інструментів ощадливого виробництва (lean-технологій) для скорочення виробничих витрат на етапах підготовки виробництва**

Ощадливе виробництво виникло в Японії після Другої світової війни. Перші 35-40 років концепція ощадливого виробництва розвивалася в Японії, не чинячи серйозного впливу на інший світ. І тільки на початку 80-х років минулого століття, після експансії на американський ринок високотехнологічних і високоякісних японських товарів, на новий стиль менеджменту звернули увагу, і його поширення почалося в усьому світі.

Бережливе виробництво (англ. lean production, lean manufacturing) - концепція керування виробничим підприємством, заснована на постійному прагненні до усунення всіх видів втрат. Ощадливе виробництво припускає залучення в процес оптимізації кожного співробітника й максимальну орієнтацію на споживача.

Основа концепції lean-виробництва - оцінка цінності продукту для кінцевого споживача, на кожному етапі його створення. Основним завданням є створення процесу безперервного усунення втрат, тобто усунення будь-яких дій, які споживають ресурси, але не створюють цінності для кінцевого споживача.

Сьогодні впроваджувати концепцію ощадливого виробництва в різних країнах і в різних масштабах почали численні компанії багатьох профілів. Концепціям lean manufacturing присвячена значна кількість монографій [213-218], а також статей [219] і інтернет-повідомлень [220] та ін.

Сам термін «ощадливе виробництво» фокусує увагу на головній складовій Toyota Production System (TPS) - націленості системи на позбавлення організації від будь-яких непродуктивних витрат у процесі виробництва.

Ощадливим вважають виробництво, у якому будь-які непродуктивні витрати зведені до мінімуму або відсутні зовсім, тобто всі ресурси підприємства використовуються тільки для створення споживчої цінності. Саме це завдання ставила перед собою компанія Toyota, удосконалюючи свою діяльність і створюючи виробничу систему, засновану на концепції «витягування» (pull production), тобто

виробництва, заснованого на попиті. Якщо проаналізувати цю методику, то неважко помітити: вона являє собою вдаль вирішення проблеми видалення непродуктивних витрат із всіх ланок ланцюжка постачання споживачеві якісної продукції точно в строк по мінімально можливих цінах

Тайіті Оно, один із творців виробничої системи компанії Toyota, виділив 7 видів втрат (рис. 3.31): дефекти, зайві запаси, рухи людей, переміщення матеріалів, очікування, зайва обробка, надвиробництво.



Рисунок 3.31 - Види втрат в ошадливому виробництві

Втрати можна знайти як у виробництві, так і в управлінні. Розрізняють явні (які легко виявити, ураховуються в організаціях) і приховані втрати (мають місце в операціях, які доводиться виконувати в даних умовах або по даних методиках, але яких можна уникнути, якщо поліпшити технології або змінити умови). Дані втрати дуже часто не фіксуються виробником і, отже, не враховуються, створюючи помилкову картину його справжніх витрат. Неявні втрати, найбільш складно піддаються оцінці, але є ключовим моментом при побудові безперервно-



го процесу вдосконалювання *Kaidzen*. Одним з інструментів ощадливого виробництва, с допомогою якого можна уникнути деяких видів втрат є система 5S (рис. 3.32).

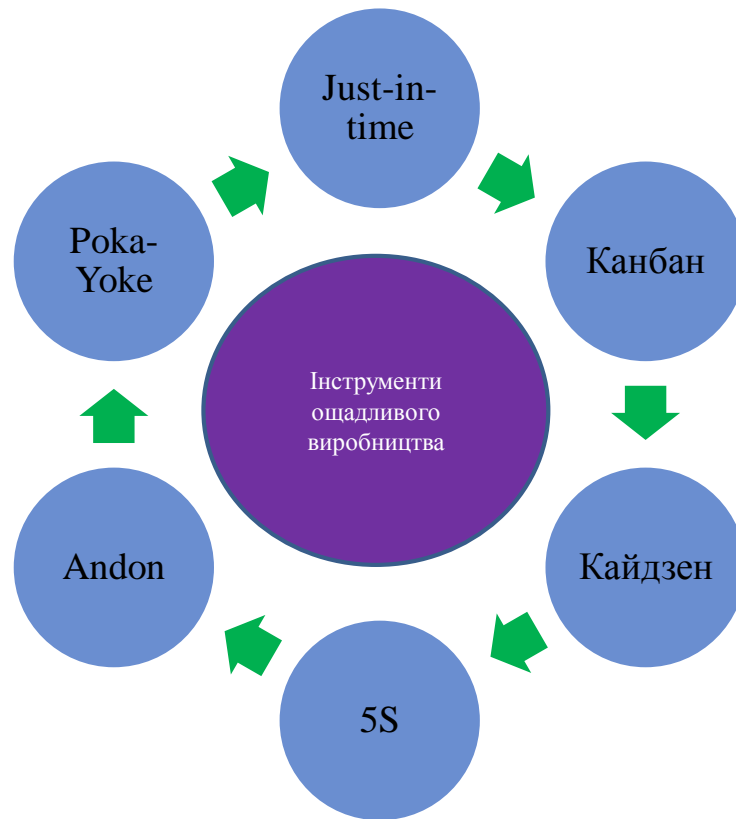


Рисунок 3.32 - Інструменти ощадливого виробництва

Основною метою даного інструмента є організація робочого місця у відповідності із принципами ощадливого виробництва й візуального менеджменту. 5S - це 5 термінів японською, англійською або українською мовою, що описують послідовність дій для досягнення необхідного результату (табл. 3.2).

Таблиця 3.2 - Термінологія системи 5S

Японська мова	Англійська мова	Українська мова
Seiri	Sort	Сортуй
Seiton	Set to order	Створи порядок
Seiso	Shine	Тримай в чистоті
Seiketsu	Standartize	Стандартизуй
Shitsuke	Sustaine	Удосконалюй

Даний інструмент корисний тим організаціям або виробничим підрозділам, які тільки починають знайомство й освоєння принципів ощадливого виробництва. За допомогою 5S можна досягти наступних результатів:

- порядок на робочому місці й визначення чіткого місця розташування для кожного інструмента з позначенням його зони зберігання, що веде до скорочення часу на пошуки необхідного;
- підвищення санітарних і гігієнічних умов на робочому місці;
- підтримка обладнання в чистоті дозволяє вчасно помітити несправності;
- підвищення безпеки й скорочення нещасних випадків при виконанні робіт у виробничому приміщенні за рахунок розмітки розташування встаткування, оснащення, шляхів руху транспорту, зон відкриття дверей та ін.;
- задоволеність персоналу на робочих місцях веде до скорочення кількості дефектів.

Інші інструменти ощадливого виробництва також дають результати по скороченню втрат: завдяки принципу *Just-in-time* (точно вчасно) можна не допустити надвиробництва, зайвого руху матеріалів і запасів; принцип безперервного вдосконалювання *Kaidzen* дозволяє постійно підтримувати й удосконалювати вже досягнуті результати; *Poka-Yoke* – процедура, спрямована на запобігання появи виробничих дефектів; *Andon* - інструмент, що дозволяє визначити стан операції й попереджає про виникнення будь-яких відхилень, запобігає втратам від очікування.

В авіабудуванні особливий інтерес представляє досвід впровадження Lean-технології і його результати компанією Boeing (США). До комплексного впровадження принципів Lean на своєму виробництві компанія Boeing перейшла на початку 90-х. На хвилі конкуренції, що підсилилася, з європейцями з Airbus, Boeing шукав спосіб не просто зробити свою продукцію дешевшою, але й поліпшити якість, упорядкувати процеси, мати можливість швидко реагувати на споживчий попит, при цьому збільшуючи прибуток. У пошуках вирішення цього непростого завдання Boeing переходить до впровадження технології ощадливого виробництва.

Тільки за перші десять років впровадження підрозділи компанії Boeing змоглися таких результатів [220]:

- програма по зниженню дефектів F/A-18E/F Super Hornet, що ставила перед собою ціль у період з 1998 по 2003 знизити рівень браку на 90% досягла цих результатів на два роки раніше;

- використовуючи практику Lean на етапах проектування й будівництва об'єкта Delta IV у Декатурі, штат Алабама, площа скоротилася з 4 млн. кв. м. запланованих, до 1,5 млн. кв.м. фактичних. Замість створення декількох ліній складання ракет, принципи lean допомогли створити єдину лінію, що рухається безперервно;

- з 1998 року принципи Lean починає використовувати складальна лінія багатоцільових бойових вертольотів AH-64D Apache, розташована в Месі, штат Аризона. За 10 років програма Apache досягла скорочення годин складання на 54%, а також на 218% збільшення швидкості їх виробництва.

Керівництво Boeing вважає, що їм не вдалося б досягти таких результатів без залучення всіх співробітників у цей процес – від проектування до розробки й постачання. Не менше ніж 60% всіх рішень приймаються колективно. Змінюється система взаємодії усередині компанії. Зникає конкуренція між цехами й заміщується принципами співробітництва. Все це дозволяє керівництву Boeing зберегти потік ідей, що не припиняється, по розвитку й удосконаленню виробництва компанії.

Apple, одна із успішних компаній у світі, працює з дуже невеликими запасами, на відміну від своїх конкурентів HP і Sony. В 1997 році Apple мала у своєму активі 437 мільйонів доларів при доході 7 мільярдів. В 2006 році Apple мала 270 млн. запасів і більше 20 млрд. виторгу. Очевидно, стратегія Apple по ощадливому виробництву спрацювала. Вона настільки ефективна, що клієнти можуть замовити iPhone онлайн, доповнити надбудовами користувача й отримати його поштою протягом декількох днів. Вони зробили це, зводячи до мінімуму поєднання продуктів і кольорів, щоб у споживачів був максимально готовий продукт.

Як було вище сказано (рис. 3.12), виготовлення технологічного оснащення й проектування технологічних процесів займає основний обсяг ТПВ - 50% і 17% відповідно. Раціонально вважати, що застосування принципів lean на даних етапах представляється найбільш затребуваним і ефективним. Це дозволить виявити явні й приховані втрати й дозволить підвищити ефективність певних етапів ТПВ.

У зв'язку із цим можуть бути сформовані наступні рекомендації із застосування принципів lean на даних етапах:

- проведення комплексного аналізу й критична оцінка необхідності кожної дії в ході розробки ТП і виготовлення оснащення; важливо залучати до цих процесів всіх зацікавлених осіб, тому що кожен фахівець на своєму місці краще знає проблеми, з якими йому доводиться зіштовхуватися;

- збір, аналіз і оцінка пропозицій по вдосконаленню процесів;

- визначення ступеня першочерговості введення змін, визначення необхідних ресурсів і періодів часу; однією з розповсюджених помилок є думка, що lean не вимагає додаткових інструментів, інвентарю або обладнання. Високоякісні інструменти часто призводять до скорочення витрат часу на виконання виробничих завдань;

- приступаючи до впровадження принципів lean необхідно пам'ятати про принцип *Kaidzen*, що дозволяє постійно вдосконалювати вже досягнуті результати. Помилково вважати, що робота із впровадження принципів ощадливого виробництва є одноразовою. Lean має потребу в постійній ітерації й оцінці, удосконалення процесів вимагає від працівників постійного залучення й прагнення до підвищення якості виробничих процесів.

Заходи по вдосконаленню виробничих процесів повинні містити:

- програму впровадження з описом етапів робіт, а також відповідальних і залучених фахівців;

- розробку нормативних і методичних документів для їхнього наступного впровадження;

- оптимізацію системи якості;

- плани по скороченню втрат робочого часу (у т.ч. лікарняних, адміністративних відпусток);
- вивчення досвіду авіа-, і машинобудівних компаній по впровадженню принципів ощадливого виробництва;
- організацію навчання персоналу підприємства, у тому числі керівників вищого рівня;
- створення організаційної структури по впровадженню ощадливого виробництва на підприємстві.

### **3.6. Висновки по розділу 3**

Описано основні складові технологічної підготовки виробництва виробів із ПКМ і сформована блок-схема процесів інтегральної структури технологічної підготовки виробництва авіаційних конструкцій із ПКМ.

На базі практичних досліджень оснащення агрегату крила транспортного літака, розроблені рекомендації з вибору матеріалів для виготовлення майстер-моделей для полімерного оснащення в умовах дослідного й серійного виробництва, основними з яких є наступні:

- при виготовленні оснащення для агрегатів літака, що вимагають високої точності виготовлення й складання, необхідно використовувати полімерні плити або металеве оснащення, для менш відповідальних зон допускається використання дерев'яних майстер-моделей;

- при технологічній підготовці серійного виробництва необхідно забезпечувати високу якість всього оснащення, отже, переважно застосовувати металеву ФОП або з полімерних плит.

Якість деталей із ПКМ на пряму залежить від якості етапів ТПВ, а найбільше від основного етапу ТПВ - виготовлення оснащення, встаткування, що застосовується й інструмента. Сформовані й описані основні складові якості при створенні формоутворювального оснащення.

Доведено вплив критерію проектування на собівартість кінцевого виробу через зростання вартості ТПВ. Розглянуті конкретні приклади й проаналізовані недоліки, які були допущені при проектуванні й виготовленні деяких агрегатів літака. Запропоновано альтернативні КТР для підвищення ефективності виробництва й зниження циклів виготовлення деталей. Описано нові підходи для зниження собівартості виробів, що випускаються серійно, а також запропоновані шляхи по скороченню тривалості циклу ТПВ.

Розроблено ряд технологічних рішень з виготовлення агрегатів літаків із ПКМ із забезпеченням якості зон деталей для встановлення люків з підсіканнями і радіусними переходами, для забезпечення доступу в процесі експлуатації до систем заправки літака, огляду і контролю відповідних датчиків і апаратури. Запропоновано технологічний прийом використання еластичних елементів та конструкція технологічного оснащення для виготовлення виробів з вуглепластика, які мають складну теоретичну поверхню. Вищезгадані рішення дозволили підвищити якість деталей з ПКМ та скоротити матеріалоемність технологічного оснащення та енергетичні витрати на виготовлення вторинного оснащення для формування резинових профілів з резини ІРП-1338.

Розглянуто основні принципи ощадливого виробництва, на практичних прикладах показаний ефективний вплив принципів lean на різних етапах ТПВ. Розроблено рекомендації з підвищення ефективності окремих етапів ТПВ шляхом впровадження принципів бережливого виробництва.

Матеріали розділу знаходять відображення в наших публікаціях та патентах на винахід [166, 205, 208, 73-80].

РОЗДІЛ 4

**РОЗРОБКА КОНЦЕПЦІЇ ОПТИМІЗАЦІЇ  
КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ  
АГРЕГАТІВ ІЗ ПКМ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ**

**4.1. Формування основних складових раціонального  
проекту створення композитних агрегатів транспортних літаків**

Проектування й створення складних технічних систем, до яких відносяться й конструкції АКТ, особливо із ПКМ, є складною, багатоаспектною проблемою, пов'язаною в основному з особливістю ПКМ створюватися в процесі виготовлення виробу, тим самим визначаючи технологію як один із головних напрямків у створенні цього об'єкта. У свою чергу технологія виробництва виробів АКТ із ПКМ у значній мірі пов'язана з іншими складовими цієї комплексної проблеми, до яких відносяться економічна, екологічна, виробнича й експлуатаційна складові (таблиця 1.11).

Тому комплекс створення об'єктів розглянутого класу перетворюється в багатоаспектну проблему, у якій повинні синтезуватися знання фахівців багатьох областей науки й техніки.

Традиційно, проблемні питання проектування виробів АКТ із ПКМ є предметом технічної підготовки виробництва, а саме її складової - конструкторської підготовки виробництва. Уперше проблема технічної підготовки виробництва виробів із ПКМ на високому технічному рівні була поставлена й вирішена в докторській дисертації д.т.н., професора Гайдачука В.Є. ще наприкінці 70-х років минулого сторіччя [94].

Незважаючи на наявність великої літератури по методах оптимального проектування АКТ, що пройшов за короткий час величезний шлях розвитку, питанням оптимізації параметрів її виробів поки не приділено належної уваги. Якщо у випадку з металевими виробами послідовність оптимального проектування у відомій мері запропонована, то з композитами для кожного набору технічних

вимог існує різноманіття можливих комбінацій, тому що такий матеріал створюється одночасно з конструкцією [85, 221, 222].

Строге рішення завдання оптимального проектування в механіку ортотропних ПКМ приводить до складних математичних завдань і натрапляє на серйозні труднощі при їхньому рішенні, що не дозволяють гарантувати досягнення глобального екстремума й, як наслідок, уважати отримані рішення оптимальними (найкращими) [85]. Тому завдання оптимального проектування композитних конструкцій із ПКМ у строгій постановці, як правило, не мають закінченого математичного формулювання.

Обговорювана проблема вивчаються давно й всебічно. Так рішенню задач із розрахунку граничного стану й оптимізації проектних параметрів композитні конструкції при різних видах впливах присвячена безліч досліджень - від широко відомих монографій [223-226], до численних статей у різних вітчизняних і закордонних виданнях, а також підручниках і навчальних посібниках [227-228]. Останнім часом цій проблемі в усьому світі приділяється вся зростаюча увага, про що свідчить появу численних публікацій.

Рішення проблеми вибору раціональних або близьких до оптимальних КТР композитних конструкцій у регулярних або нерегулярних зонах знайшло глибоке відображення в працях д.т.н., професора Карпова Я.С., узагальнене в його докторській дисертації, монографії й підручнику [15, 229,230]. Вирішенню проблеми безпеки виробничої життєдіяльності в процесах реалізації технологічних процесів виготовлення виробів із ПКМ присвячено ряд робіт д.т.н., професора Гайдачука А.В., які знайшли узагальнення в його кваліфікаційній роботі [203]. На досить високому науковому рівні різні аспекти реалізації проектів створення агрегатів із ПКМ відображені в роботах учених МАІ [223,232,233].

У ряді вирішених комплексних завдань обговорюваної проблеми, що включає в себе п'ять складових: проектування, технологія виробництва, економіка, експлуатація, екологія й БЖД - найменш глибоко досліджені питання економіки й експлуатації виробів АКТ із ПКМ. Тут варто згадати монографію [234], що з'явилася на початку застосування склопластиків у різних галузях машинобу-



дування й присвячена економічним аспектам першого представника полімерних композитів - склопластику.

Аспекти економічної ефективності технології виробництва композитних конструкцій знайшли певне відображення в роботах [235,236,237].

Експлуатаційній складовій цієї проблеми присвячено значно менше робіт, які висвітлюють тільки її окремі аспекти [238]. Менш освітлені аспекти останнього етапу експлуатації АКТ - утилізації, хоча й цей етап повинен перебувати в сфері уваги технології виробництва виробів АКТ і композитних конструкцій особливо.

Аналіз цитованих вище джерел показує, що на практиці велике поширення одержало поняття "раціонального проектування", що близько пов'язане з поняттям оптимального проектування. Відповідно до ряду робіт, наприклад [239-242], терміни "оптимальне" і "раціональне" проектування прийняте розрізняти в такий спосіб. Якщо завдання вирішується в строгій математичній постановці, то говорять про оптимальне проектування, якщо ж мова йде про наближену процедуру, заснованої на деяких спрощеннях і утримуючому елементах оптимізації, це прийнято називати раціональним проектуванням [239, 240, 242]. На відміну від оптимального проектування, ця технологія не ставить своїм завданням одержання найкращого рішення (наприклад, мінімуму маси або максимуму несної здатності), а дозволяє лише гарантувати поліпшення параметрів виробу відповідно до обраного критерію (знизити масу або підвищити несну здатність).

Зміст використання тих або інших спрощень зводиться до того, що вони значно спрощують постановку й рішення оптимізаційного завдання. При цьому можливі випадки, коли критерії раціональності можуть приводити й до оптимальності [239, 240]. Під раціональним також може розумітися й проект, у певному змісті близький до оптимального. Так при проектуванні реальних конструкцій можуть вступати із силу різного роду обмеження, які часто відсувають значення прийнятих раціональних параметрів від оптимальних.

Однак, завершених великомасштабних досліджень, що поєднують у науковому плані єдиним концептуальним підходом всі складові обговорюваної проблеми дотепер не проведено. Відсутність завершених досліджень пов'язана із

двома причинами. Однією з них є необхідність великого обсягу прикладних і аналітичних результатів, до яких помітна тенденція наближення. Другою причиною є прогнозована цими джерелами масштабність концепції оптимізації проектних параметрів у даній многокритеріальній проблемі реалізації створення конструкцій АКТ із ПКМ, що стає можливим тільки при сучасному рівні розвитку комп'ютерних технологій і перспективних тем їхнього росту.

Проведений автором цілеспрямований аналіз результатів, що містяться в цитованих вище дослідженнях, і ряді інших джерел, дозволив описати концепцію реалізації раціонального проекту створення виробів АКТ із ПКМ, укрупнена блок-схема якої представлена на рис. 4.1.

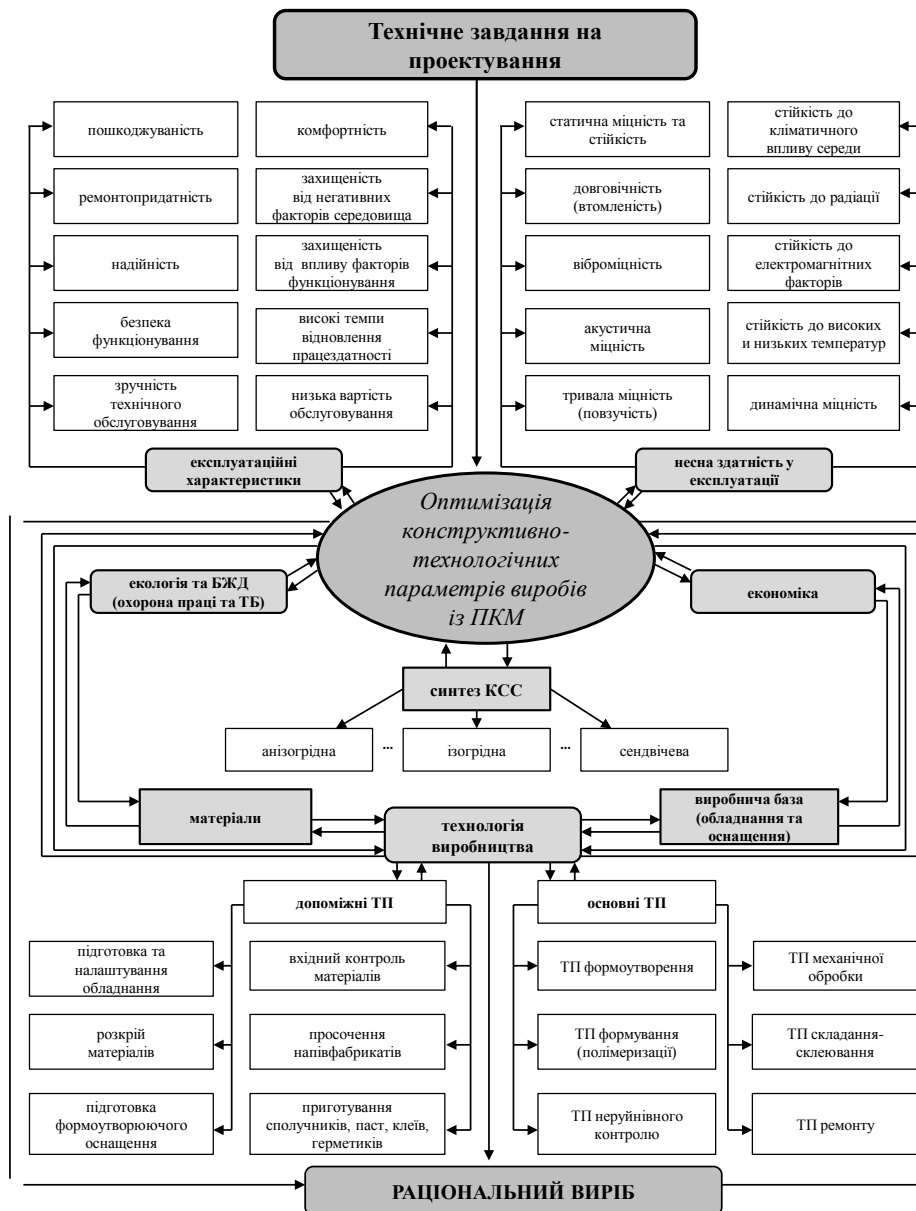


Рисунок 4.1 - Укрупнена блок-схема концепції реалізації раціонального проекту створення виробів АКТ із ПКМ

Під час аналізу пропонованої схеми можна відзначити, що у своїй основі вона містить схему узагальненого виробничого процесу, що становить основу теорії системного підходу, яка розглядалася раніше Л.А. Колесніковим[243].

Сутність пропонованої концепції полягає в наступному:

- інтегрована комп'ютеризація життєвого циклу проектного виробу, містить у собі одночасне вирішення завдань проектування, технології виробництва, експлуатації, екології й безпеки виробничої життєдіяльності;
- науково -обгрунтоване прогнозування гранично можливого підвищення ефективності агрегатів АКТ із урахуванням існуючого рівня їх виробництва;
- визначення типових дефектів і встановлення їхньої потенційної небезпеки для функціонування виробів в експлуатації.

Блок-схема містить у собі всі п'ять складових оптимізації проектних параметрів виробів АКТ із ПКМ, кожна з них містить ряд взаємозалежних груп різного рівня, описаних у декомпозиції класифікатора життєвого циклу авіаконструкцій із ПКМ (рис. 2.7-2.12).

Так, наприклад, із процесами, що характеризують виробництво агрегатів АКТ із ПКМ, пов'язаний ряд факторів різного рівня. До теперішнього часу існує ряд робіт із класифікації типових ТП виробництва виробів із ПКМ і проведені дослідження їхньої ефективності [112,126,235,244,245].

Відповідно до декомпозиції класифікатора виду «Виробництво конструкцій із ПКМ» (рис. 2.9, розділ 2) з виробничою складовою пов'язані п'ять груп факторів різного рівня. Так перша група факторів описує методи виготовлення, друга - устаткування для виробництва композитних виробів, третя - види технологічного оснащення й т.д.

Критерії оптимальності різних груп факторів на різних етапах можуть бути різними й частково або повністю співпадати.

Зокрема до таких критеріїв відносяться:

- трудомісткість процесу;
- собівартість процесу;
- тривалість (цикл);
- енергоємність;

- екологічність;
- технологічність операції, обумовлена через технологічні або кваліметричні параметри якості.

Питання вибору оптимальних технологічних процесів для реалізації конструктивних рішень виробів із ПКМ із використанням часткових складових процесів докладно описане у розділі 2. Актуальним залишається завдання підвищення ефективності агрегатів із ПКМ шляхом оптимізації конструктивно-технологічних параметрів виробів авіаційної техніки.

#### 4.2 Проектний комплекс оптимізації конструктивно-технологічних параметрів для виробів авіаційної техніки із ПКМ

З метою підвищення ефективності агрегатів авіаційної техніки із ПКМ із урахуванням існуючого рівня їх виробництва розроблений проектний комплекс реалізації запропонованої концепції (рис. 4.2).

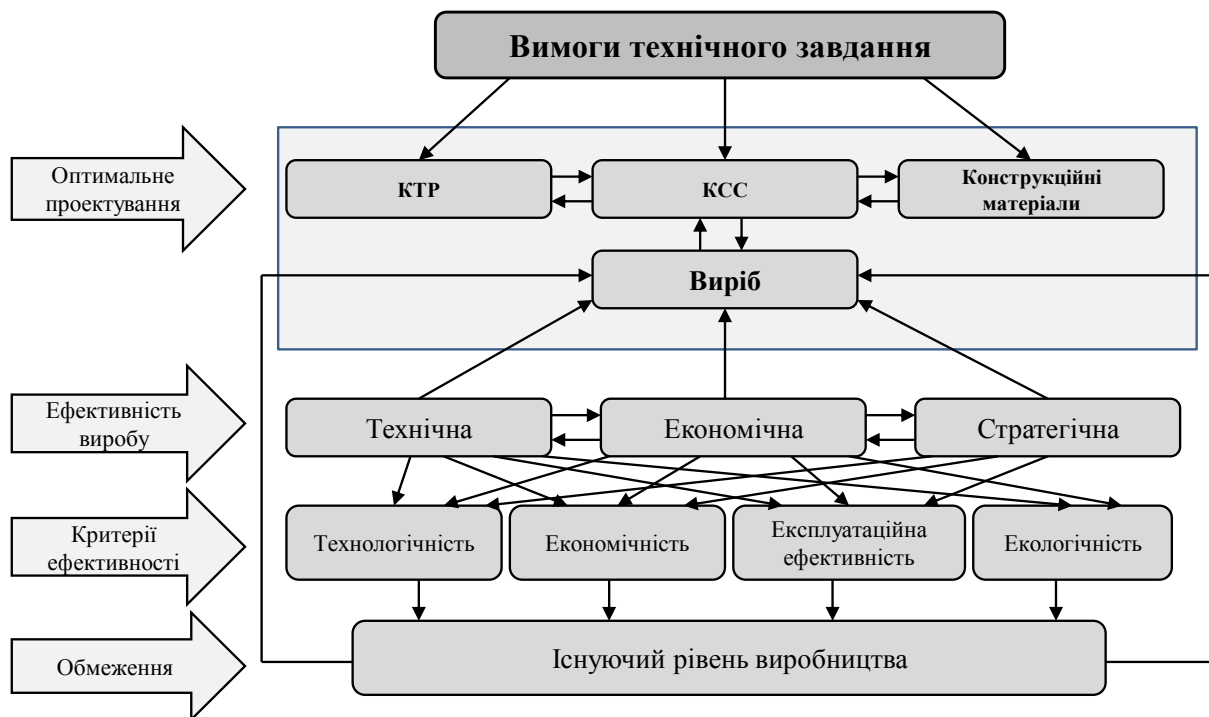


Рисунок 4.2 - Проектний комплекс оптимізації конструктивно-технологічних параметрів виробів із ПКМ

Запропонований комплекс враховує існуючий рівень виробництва, тобто можливості підприємства, ряд критеріїв ефективності та вибір раціональних конструктивно силових схем, технічних рішень у відповідності до наявних конструкційних матеріалів.

Вихідним документом на проектування виробів АКТ є технічне завдання (ТЗ) на створення агрегату, складене замовником разом з розробником. При складанні цього документа формулюється мета й завдання, що розв'язуються у глобальному аспекті, з урахуванням вимог, які висунуті до агрегатів, наприклад умови експлуатації, строки ресурсу, відповідність до вимог якості, техніко-економічні вимоги та обмеження та інші (рис. 4.3).



Рисунок 4.3 - Основні складові ТЗ на створення виробів АКТ із ПКМ

Дані технічного завдання надходять безпосередньо в проектний комплекс оптимізації конструктивно-технологічних параметрів, де вирішується завдання

обґрунтованого вибору матеріалів і взаємозалежні з ним завдання синтезу КСС агрегатів і КТР вузлів, деталей і з'єднань із урахуванням прийнятих обмежень.

У наш час оптимізацію конструкцій прийнято розділяти на наступні етапи: синтез раціональної КСС; пошук раціонального розподілу конструкційного матеріалу з урахуванням діючих навантажень; безпосередня оптимізація параметрів елементів силових конструкцій.

Вибір КСС є початковим і вкрай важливим етапом оптимального проектування. Допущені помилки на цьому етапі неможливо виправити на більш пізніх етапах. Роль конструктора тут полягає в пошуку оптимального рішення з урахуванням діючих обмежень.

У наш час внаслідок складності формалізації завдання, відсутні аналітичні методи однозначного автоматичного вибору КСС за заданим критерієм ефективності. Замість цього використовуються наступні непрямі методи, що надають необхідні дані для вибору КСС:

- методи порівняльних досліджень декількох варіантів КСС;
- методи, що зводять вибір КСС до завдання математичного програмування;
- синтез КСС по раціональному розподілу конструкційного матеріалу;
- застосування пружних моделей.

Метод вибору КСС на основі порівняльних досліджень варіантів або параметричної оптимізації застосовується вже тривалий час. Дослідження по цьому методу спрямовані безпосередньо на порівняльну оптимізацію КСС, що дозволяє розкривати деякі закономірності роботи конструкції. Звичайно вибирається один або кілька параметрів і вивчається їх вплив на характеристики конструкції.

У деяких випадках для спрощених моделей завдання вибору КСС можливо звести або до завдання математичного програмування або використовувати для цього спеціальні пружноподібні моделі [246].

Ефективним методом пошуку раціональної КСС є синтез КСС по раціональному розподілу конструкційного матеріалу. Для цього розглядається континуальна модель конструкції, що містить у собі всі можливі варіанти КСС. Далі

розглядається завдання про раціональний розподіл конструкційного матеріалу. Аналіз можливості укладання шарів армуючого матеріалу в напрямку передачі головних навантажень дозволяє синтезувати раціональну КСС.

Найбільш ефективний результат цього етапу оптимізації параметрів конструкцій АКТ може бути отриманий застосуванням методу синтезу КСС по раціональному розподілу конструкційного матеріалу в поєднанні з порівняльними дослідженнями параметричної оптимізації.

Як відзначалося вище, характерною рисою концепції, що пропонується є використання сучасного програмного забезпечення. Тому для розкриття закономірностей роботи конструкції при виборі її КСС і її раціональних параметрів може бути застосований модуль пошарового моделювання FiberSim, що дозволяє враховувати характеристики моношару конструкції й проводити комплексні розрахунки конструкцій із ПКМ на міцність.

Однак варто відзначити, що програмне забезпечення для пошарового моделювання може бути не доступне організаціям, у першу чергу через його високу вартість, тому в наш час широко розповсюджений метод кінцевих елементів - як один з найбільш ефективних і загальних числових методів вирішення завдань механіки деформованого твердого тіла. Даний метод забезпечує високу точність і повноту картини напружено-деформованого стану, що дозволяє ретельно проаналізувати особливості роботи основних елементів КСС і виявити потенційно небезпечні зони.

Як критерій оцінки різних варіантів проекту конструкції пропонується обраний відповідно до технічного завдання показник ефективності створюваного агрегату АКТ. Інші показники ефективності приймаються як дисциплінарні умови (обмеження), що накладаються на рішення оптимізаційного завдання. Цю постановку завдання в загальному вигляді можна назвати пошуком рішення в області припустимих значень критеріїв (полікритеріальне завдання). Така постановка завдання, що відноситься до класу завдань на умовний екстремум, є найбільш обґрунтованою і об'єктивною для агрегатів АКТ. При оптимальному проектуванні об'єктів розглянутого класу необхідно задовольнити цілий ряд істотних, але суперечливих вимог. При цьому потрібно забезпечити максимально цільову

ефективність конструкції, але досягти цього потрібно з мінімальними капітальними витратами в мінімальний строк, при цьому забезпечити високі експлуатаційні характеристики з урахуванням існуючого рівня виробництва агрегатів цього класу. Зазначені вимоги суперечливі, і одночасне досягнення оптимальних значень усіх цих критеріїв неможливе. При цьому виникає ряд інших більш-менш істотних обмежень і зв'язків. Однозначна рекомендація в цих умовах можлива лише при ухваленні рішення по одному критерію й накладенні обмежень на інші досить істотні для даного завдання критерії. Одним з основних при цьому є питання, якому із критеріїв віддати перевагу й вибрати в якості критеріальної функції. Залежно від мети створення конструкції, характеру постановки завдання, стану зовнішніх умов один або інший критерій може бути пріоритетним.

Врахування додаткових функціональних обмежень у проектному комплексі оптимізації проектних параметрів композитних виробів АКТ зводиться до забезпечення конструктивно-технологічної здійсненності проекту в умовах існуючого рівня виробництва. Виявлення взаємодії конкретних факторів і їх спільного впливу на кінцеві характеристики виробів із ПКМ, побудова існуючих алгоритмів виконується на підставі існуючих методик.

#### **4.3 Методика вибору раціональної КСС шляхом вирішення задачі у постановці математичного програмування (симплекс-метод)**

На різних етапах проектування й конструювання поняття конструктивно-силової схеми (КСС) має різний фізичний зміст.

На етапі проектування визначається схема агрегату в цілому, після цього, на етапі конструювання, приймається рішення про КСС його складових (лонжеронів, нервюр, стрингерів та ін.), їх взаємне розташування й розробляється розрахункова схема агрегату. У ході пошуку КСС силових агрегатів базуються на особливостях конструкції й раціональних способах передачі внутрішніх зусиль. Тут буде розглядатися варіант синтезу оптимізації КСС на етапі проектування, тобто взаємного розташування силових конструктивних елементів в агрегатах.

Вихідні дані для вирішення цього завдання:



- зовнішня геометрія агрегату з геометрією відповідної деталі;
- величини й напрямки дії навантажень;
- технологічні й експлуатаційні вимоги.

У результаті необхідно вибрати КСС, яка найкраще буде забезпечувати виконання вимог по міцності, твердості, ресурсу й мінімуму маси конструкції. Традиційно, з попереднього досвіду проектування, уже відомі переваги й недоліки різних КСС і є їх якісні оцінки, проектувальникові досить визначити найбільш раціональну з них. Складність обчислювального синтезу КСС полягає в важкості математичного опису особливостей конструкції. Тому такі завдання вирішуються непрямими методами, на основі результатів яких приймається рішення про оптимальний КСС. Одним з таких методів є визначення силової ваги конструкції.

Поняття про силову вагу є кількісним показником досконалості конструкції, що враховує інтенсивність внутрішніх зусиль і тривалість їхньої дії.

Величина силової ваги конструкції дорівнює

$$G = \int_v \sigma_{\max}^{\text{екв}} dv, \quad (4.1)$$

де  $\sigma_{\max}^{\text{екв}}$  - максимальна еквівалентна напруга в даній точці конструкції у всіх випадках навантаження;  $v$  – обсяг матеріалу конструкції, що в меншій мірі залежить від розподілу матеріалу по елементах конструкції й повністю визначається КСС. Чим раціональніша конструкція, тим менша її силова вага.

Варіанти можна порівнювати по величині силової ваги. Для цього досить для кожного варіанта силової схеми призначити початковий розподіл матеріалу виходячи з загальних міркувань, потім виконати однократний розрахунок напруженого стану й підрахувати силову вагу. Менша величина силової ваги буде відповідати оптимальному варіанту силової схеми.

Для визначення оптимальної конструкції вважаємо заданими разом з характерними зонами на ній (зони, де з яких-небудь міркувань матеріал повинен бути відсутнім) зовнішні навантаження. На поверхні конструкції задаємо безліч точок, положення яких визначається їхніми координатами. Назвемо ці точки

припустимими й всі розглянуті в завданні конструкції будемо зв'язувати тільки з такими точками. Припустимі точки, до яких прикладені навантаження, будемо називати точками навантажування. Кожна пара припустимих точок визначає припустимий стрижень. Якщо число припустимих точок  $m$ , то гранична кількість припустимих стрижнів обчислюється за формулою:

$$n = C_m^2 = m(m - 1)/2 \quad (4.2)$$

Довжина кожного стрижня, що з'єднує  $i$ -й і  $j$ -й вузли, є відстань між відповідними точками:

$$l_j = [(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2]^{1/2} \quad (4.3)$$

Кожному стрижню відповідає площа поперечного перерізу  $F_i$ , модуль Юнга  $E_i$ , а також допустимі напруження  $[\sigma]$  при розтягуванні й стисненні.

Зусилля в  $j$ -му стрижні позначимо  $S_j$ . Для простоти, але не обмежуючи спільності, будемо вважати, що вся конструкція зроблена з одного матеріалу. Набір з'єднаних стрижнів будемо називати припустимою конструкцією стосовно даного навантаження, якщо виконані наступні умови:

- конструкція містить у собі всі точки навантаження;
- конструкція геометрично незмінна стосовно даної системи навантажень;
- конструкція задовольняє умовам міцності.

Завдання полягає у виборі з безлічі припустимих конструкцій, конструкції з мінімальною масою. Вираз для маси стрижневої конструкції має вигляд

$$M = \rho \cdot \sum_{j=1}^n F_j \cdot l_j, \quad (4.4)$$

де  $\rho$  - густина матеріалу.

З урахуванням умов міцності вираз (4.4) запишемо як

$$M = \frac{\rho}{[\sigma]} \sum_{j=1}^n |S_j| \cdot l_j \quad (4.5)$$

Припустима конструкція повинна перебувати в рівновазі. Умовою рівноваги стрижневої системи є рівновага її вузлів. Кількість рівнянь рівноваги  $k=3m$  (для плоского завдання  $k=2m$ ). Система рівнянь рівноваги має такий вигляд:

$$\sum_{j=1}^n a_{ij} S_j - P_i = 0, \quad i = \overline{1, k} \quad (4.6)$$

де  $P_i$  – компоненти зовнішніх сил у вузлових точках;  $a_{ij}$  – напрямні косинуси кутів між напрямком стрижня й відповідною віссю координат:

$$a_{ij}^x = \frac{x_j - x_i}{l_j}; \quad a_{ij}^y = \frac{y_j - y_i}{l_j}; \quad a_{ij}^z = \frac{z_j - z_i}{l_j}. \quad (4.7)$$

Якщо індекс  $j$  відповідає стрижню, що не пов'язаний з вузлом, що відповідає даному рівнянню, то  $a_{ij} = 0$ .

Отже, математична модель завдання буде мати такий вигляд:

$$M = \frac{\rho}{[\sigma]} \sum_{j=1}^n |S_j| \cdot l_j \rightarrow \min, \quad (4.8)$$

$$\sum_{j=1}^n a_{ij} S_j - P_i = 0, \quad i = \overline{1, k}.$$

Завдання (4.8) є завданням лінійного програмування. Змінні  $S_i$  можуть приймати як позитивні, так і негативні значення. Для того, щоб завдання (4.8) було приведене до стандартного вигляду, необхідно змінні  $S_i$  замінити різницею двох позитивних змінних:

$$S_j = N_{2j-1} - N_{2j}, \quad N_j \geq 0, \quad i = \overline{1, 2n}, \quad (4.9)$$

$$|S_j| = N_{2j-1} + N_{2j}.$$

Змінна  $N_i$  має наступний фізичний зміст:

$$N_{2j-1} = \begin{cases} S_j, & \text{если } S_j > 0 \\ 0, & \text{если } S_j < 0 \end{cases}$$

$$N_{2j} = \begin{cases} 0, & \text{если } S_j > 0 \\ -S_j, & \text{если } S_j < 0 \end{cases}$$

З урахуванням (4.8) завдання (4.6) матиме вигляд:

$$M = \frac{\rho}{[\sigma]} \sum_{j=1}^n (N_{2j-1} + N_{2j}) l_j \rightarrow \min, \quad (4.10)$$

$$\sum_{j=1}^n a_{ij} (N_{2j-1} + N_{2j}) - P_i = 0, \quad i = \overline{1, k}$$

Завдання (4.10) може бути вирішене за допомогою алгоритму оптимізаційного завдання лінійного програмування (симплекс-методом). У результаті вирішення завдання одержимо сукупність стрижнів з ненульовими зусиллями (їхня кількість буде дорівнює  $k$ ), що буде визначати раціональну КСС. Для фермових конструкцій силова вага визначається виразом

$$G = \sum_{j=1}^n |S_j| \cdot l_j \quad (4.11)$$

Отже, у результаті вирішення завдання (4.8) можна визначити конструкцію з мінімальною силовою вагою й оптимальним КСС.

#### **4.4 Оптимізація конструктивно-технологічних параметрів композитних конструкцій методом виявлення технологічних дефектів**

Технологія виробництва є однією з важливих складових універсуму виготовлення будь-якого виробу, особливо виробів із ПКМ. Цей постулат дозволяє стверджувати, що через важливість цієї складової пошук шляхів оптимізації конструктивно-технологічних параметрів виробів із ПКМ не може бути повним без аналізу технологічної складової процесу виробництва композитних виробів.

Виробництво виробів із ПКМ - це багатостадійний процес, результат якого залежить від якісного виконання основних і допоміжних виробничих операцій.

Як уже говорилося раніше, ймовірність виробництва дефектного виробу значною мірою залежить від допущення технологічних дефектів на проміжних етапах його виробництва [247]. До теперішнього часу класифікаційні аспекти ТП докладно описані у кваліфікаційних роботах [50,51,126,248-257], а дослідженню ефективності й вибору раціональних параметрів ряду ТП присвячений ряд наукових і кваліфікаційних робіт [112,235,244,245,258-261].

Необхідність виконання ряду технологічних операцій при виробництві композитних виробів, обумовлена особливістю виробництва й може породжувати ряд технологічних дефектів на проміжних стадіях ТП. Це призводить до значного розкиду фізико-механічних властивостей виробів, ускладнення розрахунків на міцність і проектувальних розрахунків, а також до необхідності збільшення коефіцієнта запасу міцності, і внаслідок цього - до збільшення ваги конструкції. Перераховані фактори приводять до зниження вагової ефективності композитних конструкцій, нівелюючи одну з основних переваг виробів із ПКМ.

У зв'язку із цим актуальним завданням є проведення пошуку шляхів оптимізації конструктивно-технологічних параметрів виробів із ПКМ у напрямку визначення, класифікації й аналізу технологічних дефектів з метою визначення шляхів і способів їх усунення або зниження їхнього рівня для підвищення ефективності композитних конструкцій.

Елементи конструкцій із ПКМ у процесі виготовлення відчувають різноманітні технологічні впливи, як температурні, так і механічні. Рівень дефектів, що виникають у зв'язку із цими впливами, часто перевищує припустимий рівень, і отже, призводить до дефектів у виробках. Багато які із цих дефектів є наслідком недостатнього відпрацювання ряду технологічних процесів у дослідному виробництві або помилок у конструкторській документації. Інша частина дефектів викликана недосконалістю технологічного оснащення, відхиленнями в технологічних режимах, впливом людського фактора безпосередньо у виробництві [125,262,263].

Уперше укрупнена схема технологічних недосконалостей у конструкціях із ПКМ була запропонована в роботі [94] з наступним розвитком в [264] і викладена в підручнику [125]. У цих роботах різноманітність технологічних недосконалостей, що зустрічаються в практиці, зведена до мінімальної кількості типових по технологічних ознаках. На рис. 4.4 показана класифікація типових технологічних дефектів ПКМ, що виникають в елементах конструкцій при їхньому виробництві [264-267].

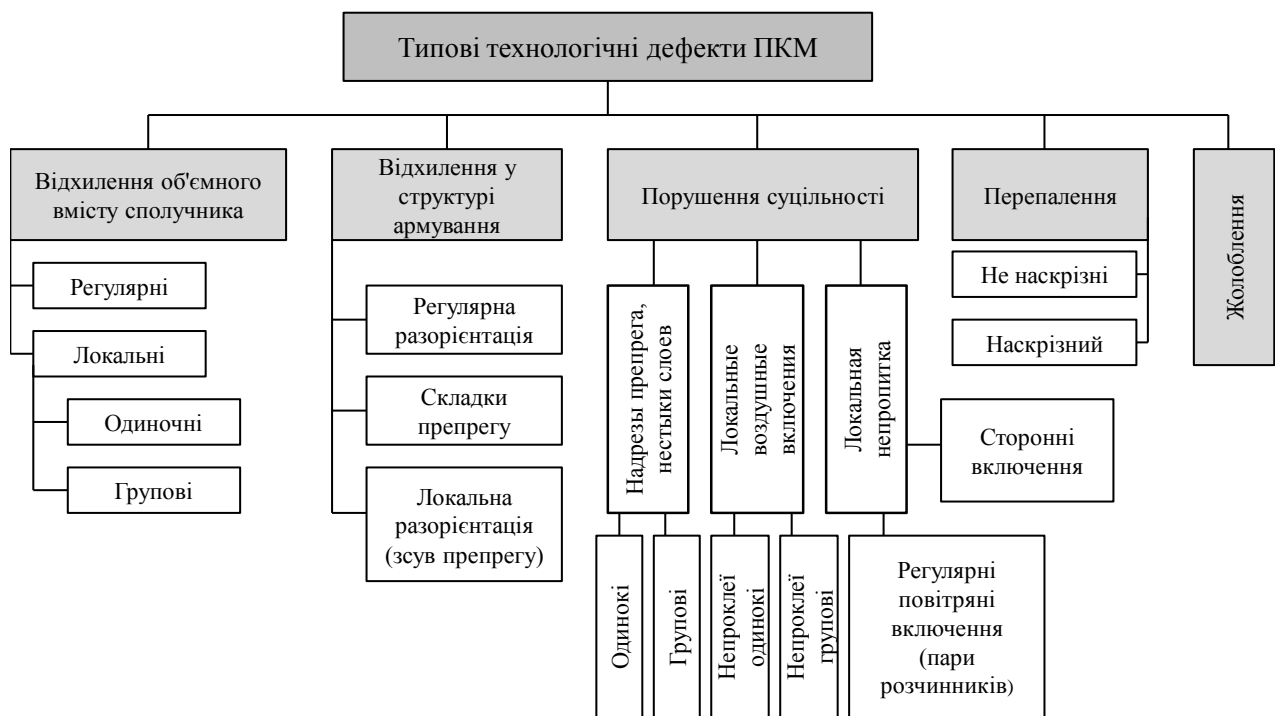


Рисунок 4.4 - Схема типових технологічних дефектів ПКМ

Відхилення у відсотковому вмісті сполучного в пластику від регламентованого рівня впливають на фізико-механічні властивості ПКМ. Основними причинами виникнення зон з підвищеним або зниженим вмістом сполучного є дефекти просочувального тракту просочувальної машини, нерівності валків, напливи сполучного на валках, нерівномірний натяг армуючого матеріалу в процесі його руху по просочувальному тракту. При регулярних відхиленнях необхідно проводити настроювання просочувальної установки й корегування режимів просочення.

Утворення складок спостерігається в основному при ручному викладенні або формуванні в жорстких формах. Механізм утворення складок залежить від щільності заготовки (препрега), коефіцієнта тертя між шарами пакета або формуютьючою поверхнею оснащення, ступеня драпірування тканини, в'язкості й липкості сполучного й іншого факторів.

Особливу увагу необхідно приділити аналізу пороутворення в препрегу під час процесу просочення.

По місцю розташування, причинам виникнення, а також ступеню впливу на міцність матеріалу розрізняють два види пористості: пори в сполучному, між шарами армуючого матеріалу; пори, розташовані усередині конструкції, що одержані в результаті неякісного формування.

Пористість у сполучному з'являється в процесі його приготування. Пухирці повітря попадають у смолу в процесі перемішування (приготування) і в наслідку залишаються в матеріалі конструкції. Особливо важливо контролювати рівень пористості в безавтоклавних методах виробництва, при яких смола потрапляє в структуру пакета прямо, без операції сушіння, як при виготовленні препрегів. У цьому випадку необхідно обов'язково проводити операцію дегазації смоли в спеціальних герметичних установках, у яких під дією вакууму відкачуються всі повітряні включення.

Пористість з'являється також у результаті використання армуючого матеріалу підвищеної вологості, що є наслідком його неправильного зберігання й не дотримання необхідних параметрів навколишнього середовища по температурі й вологості. У процесі термохімічних реакцій при формуванні зайва волога випа-

ровується, водяна пара, потрапляючи в структуру пластику, залишається у ньому, утворюючи дрібні включення.

Вищеописані проблеми пористості в сполучних пов'язані із застосуванням розчинних сполучних, які містять у своєму складі розчинники типу спирту або ацетону. В основному це епоксидні, фенольні й поліімідні сполучні. Для забезпечення якісного процесу просочення необхідно всі компоненти сполучного розчинити й одержати систему певної в'язкості. У процесі просочення розчинник повинен бути вилучений під час сушіння препрегу в шахті просочувальної машини.

Сучасні тенденції застосовуваних сполучних показують, що розчинні сполучні вже не є ефективними з причини утворення пор у пластиках, складності процесу просочення, питань екології і як наслідок вони замінюються розплавними й термопластичними сполучними.

Пористість, у готовому виробі, або непроклеї після процесу формування є більш істотними дефектами у порівнянні з пористістю сполучних на початковому етапі.

В [162] наведені дані про частоту різних ушкоджень у літаках ДП «Антонов» в елементах конструкцій з вуглепластика (рис. 4.5).

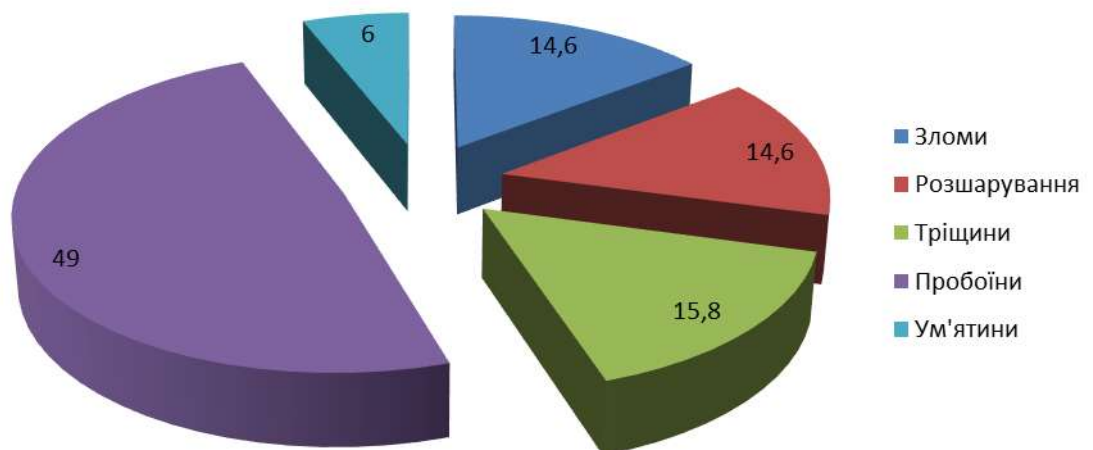


Рисунок 4.5 – Частота виникнення різних ушкоджень в елементах з вуглепластика



Як можна бачити із рис. 4.5 розшарування, які є наслідком непроклеїв, становлять більш ніж 14% від загальної кількості дефектів композитних конструкцій. Такі дефекти приводять до повного розшарування конструкції і як наслідок до її руйнування. Порожнечі в пластику являють собою локальні повітряні включення, розташовані в сполучному між шарами армуючого матеріалу. Повітря, захоплене армуючим матеріалом у момент його укладання, залишається під ним і утворює між шарами повітряний міхур. Повітряні включення також виникають внаслідок неправильного укладання армуючого матеріалу по стиках. При виготовленні великогабаритних конструкцій, у місцях з'єднання полотен, тканина недостатньо ущільнена по стиках, у результаті чого можуть утворюватися повітряні включення. Непроклеї можуть утворюватися в результаті поганої адгезії шарів між собою через нерівномірний розподіл сполучного. Місця, збіднені смолою в процесі формування, не заповнюються сполучним й утворюють локальні порожнечі, що приводить до часткового розшарування.

Особливо часто непроклеї й розшарування у виробках із ПКМ виникають у місцях перегину конструкцій, що мають різкі переходи з однієї площини в іншу. Непроклеї можуть виникати при виготовленні великогабаритних інтегральних конструкцій з використанням додаткових пристосувань для обтиснення або формування елементів деталі. Якість деталі в цьому випадку залежить від жорсткості оснащення й правильного з'єднання його елементів. Повітря, потрапляючи між поверхнями, що сполучаються, може залишатися усередині деталі й після полімеризації можуть бути виявлені розшарування.

Для попередження появи розшарувань в елементах конструкцій із ПКМ на етапі експлуатації й підвищення ресурсу виробів необхідно проводити ретельний контроль всіх виробів після виготовлення на предмет виявлення непроклеїв, сторонніх включень та інших дефектів.

Поява мікротріщин пов'язана з напругами при усадці сполучного в процесі полімеризації. Затвердіння ПКМ завжди супроводжується виділенням великої кількості тепла, внаслідок чого температура усередині деталі може досягати гранично припустимих значень, що може призвести до перегріву деталі. Таке явище спостерігається при формуванні монолітних деталей великої товщини ( $> 20$  мм).

На етапі охолодження, у результаті різниці КЛТР волокон армуючого матеріалу і сполучного, виникає концентрація напруг, що приводить до виникнення тріщин.

Локалізації у вигляді надрізів шарів є наслідком слюсарної операції при розніманні й зачищуванні готового виробу оператором, а дефекти по стиках можуть виникнути при недбалості робітника в процесі викладення препрега.

Локальні наскрізні перепали, як правило, пов'язані із серйозним порушенням технологічного процесу полімеризації виробу й не дотриманням рекомендацій виробника сполучних або препрегів.

Такі недосконалості при формуванні інтегральних конструкцій із ПКМ як прогин, у більшості технологічних процесів практично неминучі й пов'язані з термопружними характеристиками компонентів ПКМ. Технологічне короблення елементів конструкцій може бути знижене шляхом застосування спеціальних процесів формування, а також зміною структури пакета, що досягається за рахунок застосування рівноважної структури армування деталі.

Кожний з розглянутих вище технологічних дефектів негативно позначається на характеристиках виробів із ПКМ. Ступінь їхнього впливу визначається видом дефекту, його розміром, місцем розташування й умовами роботи конструкції.

#### **4.4.1 Рівні дефектів структури полімерних композиційних матеріалів, які пов'язані із порушенням монолітності**

Як показано вище, технологічні дефекти впливають на властивості міцності конструкцій з ПКМ, що може відобразитись на їх статичної несної здатності і якості виробу в цілому.

При цьому, більшою небезпекою є зниження ресурсу (довговічності) виробу при повторно-змінних навантаженнях, якщо такий вид впливів має місце у експлуатації. При повторно-змінному навантаженні пори гратимуть роль джерел виникнення і подальшого розвитку мікротріщин. Таким чином, дефекти у вигляді пустот (пор) змикаються з дефектами у вигляді мікротріщин в ПКМ, створюючи тим самим механізм розвитку останніх.

Хоча природа виникнення цих двох класів дефектів різна: пори виникають внаслідок неповного виходу летючих з ПКМ в процесі полімеризації виробу, а причиною мікротріщин є, як правило, високий рівень напруги, що виникає і зростаючих в прикордонних мікрозонах волокна і сполучного через усадки смоли та відмінності коефіцієнтів лінійного термічного розширення матриці і арматури в процесі формування виробу, а також внаслідок завжди присутніх зруйнованих волокон на різних стадіях технології створення виробів з ПКМ.

І пори і мікротріщини визначають ступінь монолітності ПКМ, відсутність їх відповідає суцільності компонентів - волокон і сполучного і композиту в цілому. Незалежно від виду подальшого навантаження ПКМ умови суцільності описуються системою числових нерівностей між фізико-механічними характеристиками міцності, параметрами волокна і сполучного, міцністю їх зчеплення при зсуві і відриві, що забезпечують їх спільну роботу. При цьому обов'язково виконання всіх умов монолітності [268]:

$$\begin{aligned} \frac{E_c}{E_b} &\geq 0.06 \dots 0.064; \quad \frac{\varepsilon_b}{\varepsilon_c} \geq 1.5 \text{ при } \varepsilon_c \geq 3 \dots 5\%; \\ \tau_{bc} &\geq \tau_{cb} \text{ при } \tau_{bc} = (0.60 \dots 0.75) \sigma_{bc}; \\ \frac{\tau_{cb}}{\sigma_{bb}} &\geq 0.040 \dots 0.060; \quad \frac{\sigma_{bc}}{\sigma_{bb}} \geq 0.06 \dots 0.07, \end{aligned} \quad (4.12)$$

де  $\varepsilon_b$ ,  $\varepsilon_c$  – гранична деформація волокна та сполучного;  $\tau_{cb}$  – міцність на зсув взаємодії (зчеплення) сполучного і волокна на границі їх розділу.

$$\begin{aligned} \frac{\sigma_{bc}}{\sigma_{bb}} &\geq 0.06 - (\alpha_c - 2.23\alpha_b)T \cdot \frac{E_c}{\sigma_{bb}}; \\ \frac{\varepsilon_c}{\varepsilon_b} &\geq 1.5 + \frac{(0.3\alpha_c + \alpha_b)T}{\varepsilon_b}; \\ \frac{\tau_{cb}}{\sigma_{bb}} &\geq 0.04 + 0.06 (\alpha_c - 2.23\alpha_b)T \frac{E_c}{\sigma_{bb}}; \\ \frac{E_c}{E_b} &\geq 0.064 - 1.2T (\alpha_c - 2.23\alpha_b); \end{aligned} \quad (4.13)$$

Зазначені вище вимоги до властивостей матриць виходять з умов збереження монолітності матеріалу. Вони в значній мірі перевершують рівень властивостей, які реалізуються в полімерах, що виробляються промислово(табл. 4.1).

Таблиця 4.1 – Розраховані показники властивостей компонентів і потрібні їх характеристики, що забезпечують монолітність односпрямованих ПКМ

Властивості компонентів	Показники		Відношення реалізованих до потрібних
	Реалізовані	Потрібні	
Волокон			
$\sigma_{\text{ВВ}}$ , МПа	2350	4200	0,56
$E_{\text{В}}$ , Гпа	75	100	0,75
$\epsilon_{\text{В}}$ , %	3	3,5	0,857
Матриць			
$\sigma_{\text{СВ}}$ , МПа	140	250*	0,56
$E_{\text{С}}$ , Гпа	4,5	5,7	0,79
$\epsilon_{\text{С}}$ , %	4,5	5,25	0,857
Міжфазного шару			
$\tau_{\text{СЦ}}$ , МПа	94	168*	0,56

\* - показники, які важко досягти

Таким чином, рівень монолітності є першим рівнем зниження якості структури ПКМ, який зумовлює несну здатність композитних конструкцій. Другим рівнем зниження якості структури ПКМ при навантаженні композитної конструкції статичною силовою дією є тріщиностійкість, яка зумовлює опір ПКМ зростанню тріщин під дією тріщинодвіжучих сил. Наявність дефектів I рівня зумовлює зниження рівня тріщиностійкості ПКМ.

Рівень тріщиностійкості ПКМ кількісно визначається за допомогою різних критеріїв. Відповідно до лінійної пружності механіки руйнування використовують критерій інтенсивності напружень  $K_{\text{с}}$  як найбільш зручний для розрахунків і простіше визначуваний експериментально за ISO 13586 або іншим стан-

дартам шляхом відповідних випробувань зразків ПКМ з нанесеними надрізами, що створюють макроконцентрації напружень. Мікроконцентрації напружень, що виникають внаслідок розглянутих вище дефектів, накладаються на макроконцентрації, які можуть бути визначені аналітично виходячи з гіпотези гомогенного анізотропного тіла.

Статична міцність ПКМ, як відомо, визначається умовами монолітності ПКМ (4.12)-(4.13), порушення якої пов'язані не тільки з наявністю пор, але і відсутністю зонального зчеплення на кордоні «волокно - сполучне», а також з наявністю окремих зруйнованих волокон ще на стадії їх попередньої технологічної переробки в армуючий напівфабрикат. Дефекти у вигляді зон відсутності зчеплення на кордоні «волокно - сполучна» і тріщин волокон на відміну від пор не мають об'єму, тому їх роль в зниженні статичної міцності ПКМ не може бути виявлена формулами, отриманими на основі правила сумішей.

Однак ці дефекти при паспортизації ПКМ в інтегральному, але прихованому вигляді вже враховуються в ФМХ та властивостях його міцності, які регламентовані у паспорті відповідними полями допусків та відображені в залежностях (4.14) та (4.15). Їх рівень визначає тріщиностійкість ПКМ, тобто його опір розвитку цих тріщин під дією тріщино-рухаючих сил, що викликають їх зріст.

Тріщиностійкість ПКМ, пов'язана з дефектами мікрорівня, кількісно визначається за допомогою різних критеріїв. У відповідності із лінійною пружністю механіки руйнування використовують критерій інтенсивності напружень  $K_c$  як найбільш зручний для розрахунків і такий, що простіше визначається експериментально згідно з ISO 13586 або іншим стандартам шляхом відповідних випробувань зразків ПКМ з нанесеними надрізами, що створюють макро концентрації напружень. Мікро концентрації напружень, що виникають внаслідок розглянутих вище дефектів, накладаються на макро концентрації, які можуть бути визначені аналітично виходячи з гіпотези гомогенного анізотропного тіла [25]:

$$\frac{\sigma_{\beta}}{\sigma} = 1 + 2 \sqrt{\frac{t}{\rho}} \cdot \sqrt{\sqrt{\frac{E_x}{E_y} \left[ 1 + \frac{1}{4} \frac{\sqrt{E_x \cdot E_y}}{G_{xy}} - 2(I + \sqrt{\nu_{xy} \cdot \nu_{yx}}) \right]}} \quad (4.14)$$

де  $\sigma_e$  – напруження, що виникають на кромках еліптичного отвору найбільшої піввісі при розтягуванні вздовж малої піввісі еліпса;  $\sigma$  – напруження, що виникають далеко від концентратора у вигляді еліптичного отвору;  $t$  - велика піввісь еліпса;  $\rho$  - радіус біля малої піввісі;

$$\sigma_{a \text{ ПКМ}} = \sigma_a c \frac{E_g}{E_c} \theta_e \quad (4.15)$$

У [269] показано, що при граничному переході, коли  $\sigma_e = \sigma$  межі міцності гладкого зразка, а  $\sigma_\beta = \sigma_{\beta e}$  – межа міцності зразка з надрізом коефіцієнт концентрації напружень рівний  $\beta = \frac{\sigma_e}{\sigma_{\beta e}} = 1,1 \dots 1,2$ . Таким чином, можливо прийняти середнє значення  $\beta$  рівним  $\beta = 1,15^{+0,05}_{-0,05}$ . Тоді поле допуску межі міцності ПКМ, що визначає його тріщиностійкість, можна записати у вигляді  $\sigma_{\beta e} \begin{matrix} +\Delta\sigma_{\beta e} \\ -\Delta\sigma_{\beta e} \end{matrix} = 0,87\sigma_e \begin{matrix} +\Delta\sigma_e \\ -\Delta\sigma_e \end{matrix}$ , де поле допуску  $\sigma_e$  визначається згідно паспортних даних на ПКМ а у випадку їх відсутності – процентним відхиленням від середнього значення статичної межі міцності.

Третім рівнем зниження якості структури ПКМ є рівень довговічності виробу. При числі циклів  $N_{ц} > 10^7$  руйнівним напруженням є, як відомо, межа втоми матеріалу. Очевидно, що дефекти I і II рівня зумовлюють зниження довговічності (межі втоми) ПКМ. Таким чином, першоджерелом дефектності виробів з ПКМ є дефекти I рівня. Умовний межа тріщиностійкості є важливою характеристикою втомної міцності ПКМ. В [269] показано, що коефіцієнт концентрації напружень при повторно-змінних навантаженнях на базі  $2 \cdot 10^6$  циклів дорівнює  $\beta_a = \frac{\sigma_a}{\sigma_{\beta a}} = (1,2 \dots 1,3) = 1,25^{+0,05}_{-0,05}$ , де  $\sigma_a$  і  $\sigma_{\beta a}$  - межа втоми при пульсуючому розтягуванні зразка без надрізу та з надрізом відповідно. Тоді  $\sigma_{\beta a} \begin{matrix} +\Delta\sigma_a \\ -\Delta\sigma_a \end{matrix} = 0,8\sigma_a \begin{matrix} +\Delta\sigma_a \\ -\Delta\sigma_a \end{matrix}$ . При цьому  $\sigma_a$  визначається або з результатів випробувань зразків на втому з обумовленим (або експериментально визначеним) полем допуску або наближено для випадку односпрямованого ПКМ можна скористатися залежністю (4.13).

При повторно-змінних навантаженнях, що викликають втому, руйнування односпрямованих ПКМ починається з матриці при досягненні в ній напружень межі витривалості (4.15). В [236] для обліку впливу пористості на ФМХ та властивості міцності ПКМ запропонована наведена в [235] формула:

$$(\Phi MX)_{пор} = (\Phi MX)_0 \cdot (1 - \theta^2) \cdot \exp(-B \cdot \theta_{пор}) \quad (4.16)$$

Якщо паспорт на ПКМ містить  $\theta_{пор}^{пасп}$  та відповідне цій кількості пор  $(\Phi MX)_{пор}$ , то, визначаючи ФМХ безпористого ПКМ по формулам теорії армування [15], можна отримати значення коефіцієнта  $B$ :

$$B = \frac{1}{\theta_{пор}^{пасп}} \left\{ \ln \frac{\Phi MX_{пор}^{пасп}}{\Phi MX_0} - \ln \left[ 1 - (\theta_{пор}^{пасп})^2 \right] \right\} \quad (4.17)$$

Це значення  $B$  може бути використане у подальшому для визначення  $(\Phi MX)_{пор}$  у реальному виробі. Наприклад, зниження межі міцності ПКМ, зазначеної в паспорті, відносно теоретично безпористого матеріалу, визначеного за формулою правила сумішей  $\sigma_{вх0} = \sigma_{вв} \theta_v + \sigma_{вс} (1 - \theta_v)$ ,  $\sigma_{вс}$  – напруга у сполучному при  $\varepsilon_c = \varepsilon_{вв}$  дорівнює  $\frac{\sigma_{в пор}}{\sigma_{в0}} = \frac{1600}{1780} = 0,9$  при  $\theta_{пор}^{пасп} = 0,05$ . Тоді згідно (4.17) отримаємо  $B = -2,057$ . При формуванні реального виробу отримано  $\theta_{пор} = 0,1$ . Очікувальна межа міцності цього ПКМ у разі фіксованої пористості  $\theta_{пор} = 0,1$  складе при  $B = -2,057$   $\sigma_{вх пор} = 1780(1 - 0,1^2) e^{2,057 \cdot 0,1} = 1457$  МПа, що складає  $\frac{1435}{1600} = 0,897$  від паспортного значення цієї величини. При допуску  $\pm 5\%$  від середньої величини 1600 МПа  $\sigma_{вх} = 1520$  МПа та прогнозованому значенні  $\sigma_{вх пор} = 1435$  МПа не вкладається у поле допуску.

Аналіз відомостей, які містяться у [271], показують, що за співвідношенням  $\sigma_a / \sigma_{в ПКМ}$  для різних ПКМ, отриманих на базі  $10^7$  циклів, але при різній асиметрії циклу та не повних даних з умов випробувань, можливо встановити коефіцієнти втомної міцності, наведені нижче у табл. 4.2 – 4.4, запозичені з різних джерел.

Із таблиць 4.2 – 4.4 та рис. 4.10 випливає, що для односпрямованого вуглепластика  $\frac{\sigma_a}{\sigma_{в\text{ ПКМ}}}=(0,53\dots 0,58)=0,555^{+0,025}_{-0,025}$ , для односпрямованого склопластика  $\frac{\sigma_a}{\sigma_{в\text{ ПКМ}}}=(0,22\dots 0,3)=0,26^{+0,04}_{-0,04}$ . Для ізотропних матеріалів (алюміній, сталь)  $\frac{\sigma_a}{\sigma_{в}}=(0,28\dots 0,44)=0,36^{+0,08}_{-0,08}$ . В [271] для ізотропних матеріалів приведений діапазон  $\frac{\sigma_a}{\sigma_{в}}=(0,2\dots 0,4)=0,3^{+0,1}_{-0,1}$ .

Таблиця 4.2 – Втомні властивості вуглепластика. Співвідношення міцності після  $10^7$  циклів навантаження до початкової межі міцності при розтягуванні.

Матеріал	Макро-структура	f, Гц	Відношення	Матеріал	Макро-структура	f, Гц	Відношення
УВ-Е	0°	30	0,53	УВ-Е	КІ	10	0,38
УВ-Е	±45°	30	0,56	УВ-Е	КІ	10	0,26
УВ-Е	90°	30	0,54	УВ-Е (127°С)	0°	30	0,58
Алюміній 2024 ТЗ	-	-	0,28	УВ-Е (177°С)	0°	30	0,54
Сталь 4130	-	-	0,44	УВ- поліімід8	0°	30	0,67
УВ-Е	0°	30	0,56	УВ- полісульфон	0°	30	0,56
УВ-Е	КІ	10	0,55				

Таблиця 4.3 – Втомна міцність пластмас, армованих волокном

Матеріал		Втомна міцність (N=10 <sup>7</sup> ), МПа	Міцність при статичному розтягуванні, МПа	Співвідношення втомної міцності до статичної
Смола	Армуючий матеріал			
Поліефірна	Скломат із рубленого волокна (скло Е)	28,6	120,4	0,24



Продовження таблиці 4.3

Матеріал		Втомна міцність ( $N=10^7$ ), МПа	Міцність прис- татичному роз- тягуванні, МПа	Співвідношен- ня втомної міц- ності до статич- ної
Смола	Армуючий матеріал			
Поліефірна	Мат зі випадковим розташуванням во- локон (скло Е)	42,2	113,7	0,37
Поліефірна	Атласна тканина (скло Е)	85,7	300,9	0,28
Епоксидна	Нетканий матеріал з перпендикуляр- ним розташуванням волокон у шарах (скло Е)	154,7	473,3	0,33
Поліефірна	Армування у одно- му напрямку (вуг- лецеве волокно)	816,0	1020	0,80

Таблиця 4.4 – Втомні характеристики склопластиків при знакозмінному вигині [268]

Склопластик	Частота, Гц	Втомна міцність при $N=10^7$ циклів, МПа	$m_c$
АГ-4С односпрямований ортогонально-армований (1:1)	25	110	0,2
		70	0,15
ЭЗ-18С односпрямований ортогонально- армований (1:1)	15	170	0,3
	50	143	0,25
АГ-4В	25	42	0,3
Поліефірний на основі тканини типу Т-11 та сполучному ПН-3 НПС-609-21М	9	120	0,29
		100	0,25
Епоксидно -фенольний типу СТЭР-1-30		200	0,32

Продовження таблиці 4.4

Склопластик	Частота, Гц	Втомна міцність при N=10 <sup>7</sup> циклів, МПа	m <sub>ц</sub>
ДСВ-2-Р-2М			
Марки Л	50	29	0,18
Марки О		56	0,23
Марки П		54	0,21

Враховуючи, що це співвідношення справедливе для межі втоми ПКМ, скористаємося формулою (4.13) для прогнозування, наприклад, межі втоми вуглепластика КМУ-9: вуглецева стрічка ЕЛУР-ПА-0,80 ( $\sigma_B = 1500$  МПа;  $E_g = 130$  ГПа на епоксидному сполучному ЕДТ-69Н ( $\sigma_{вс} = 80$  МПа;  $E_c = 3600$  МПа) маємо  $\sigma_{a КМУ} = 0,3 \cdot 0,81 \frac{130000}{3600} = 878$  Мпа;  $\frac{\sigma_{a КМУ}}{\sigma_{g КМУ}} = \frac{878}{1500} = 0,585$ , що відповідає діапазону експериментальних даних  $0,555^{+0,025}_{-0,025}$ . Для односпрямованого високоміцного склопластика  $\sigma_{g cn} = (1600 \dots 2100)$  Мпа, 1800 МПа;  $E_B = 80$  Гпа,  $\sigma_{a cn} = 0,3 \cdot 61 \frac{80000}{3600} = 410$  Мпа;  $\frac{\sigma_{a cn}}{\sigma_{B cn}} = \frac{410}{1800} = 0,228$ , що відповідає діапазону експериментальних даних  $0,26^{+0,04}_{-0,04}$ , який наведений вище.

Таким чином можна зробити висновок, що інтегральна несна здатність конструкцій з ПКМ пов'язана з підвищенням їх первинної монолітності, від якої залежать експлуатаційні властивості виробу, що забезпечують його тріщиностійкість при статичних навантаженнях і подальшу його довговічність при повторно змінних навантаженнях [270, 271]. Саме ступінь монолітності (суцільності) ПКМ є основою забезпечення всіх видів несної здатності будь-яких конструкцій, що містять в собі елементи з ПКМ, будучи першим рівнем комплексних параметрів якості структури ПКМ [15].

#### 4.5 Методи попередження технологічних дефектів і ремонту експлуатаційних пошкоджень виробів із ПКМ

При створенні сучасних конструкцій літаків, необхідно на етапі проектування закладати основи, що визначають контролепридатність виробів з можливі-

стю широкого застосування неруйнівних методів контролю в процесі їхніх випробувань і експлуатації. Особливо це важливо при проектуванні інтегральних конструкцій із ПКМ. При цьому необхідно враховувати, що контроль елементів літака у зібраному вигляді, без розбирання, значно складніший від контролю окремих його деталей, що висуває додаткові вимоги до контролепридатності конструкцій, забезпечення доступу й технології проведення контролю.

Конструкторська документація на виготовлення інтегральних конструкцій з композитів повинна містити чіткі вимоги по застосуванню методів неруйнівного контролю (НК), обумовлювати можливі типи й розміри дефектів, які можуть виникнути в процесі виробництва й експлуатації.

Під дефектом розуміють кожен окрему невідповідність продукції встановленим у нормативно-технологічній документації вимогам. Незалежно від типу дефектів їх, згідно [272] розділяють на три види по ступеню впливу на ефективність і безпеку використання продукції з урахуванням її призначення: критичні, значні й малозначні. В авіації прийнята жорстка градація видів дефектів - всі дефекти по потенційній небезпеці діляться на припустимі й неприпустимі, до останніх відносяться критичні, а іноді й значні дефекти.

В авіації прийнята жорстка градація видів дефектів - усі дефекти по потенційній небезпеці діляться на припустимі і неприпустимі, до останніх відносяться критичні, а іноді і значні дефекти.

Утворення дефектів у конструкції може відбуватися на різних етапах виробництва й експлуатації виробів - як у процесі виготовлення препрега, пакета преформ під час виробництва конструкції так і під час експлуатації. З урахуванням сказаного всі дефекти можна розділити на технологічні (виробничі) і експлуатаційні. Оптимізація конструктивно-технологічних параметрів створюваних виробів має на увазі розгляд технологічних дефектів і методів їхнього попередження. Експлуатаційні дефекти перебувають поза зоною впливу виробничої складової життєвого циклу виробів із ПКМ. Опис дефектів, що виникають під час експлуатації й аналіз причин їх виникнення описаний у роботах [238,263,273,274].

Відомо, що, основними причинами, які викликають експлуатаційні руйнування авіаційної техніки з металів є:

- людський фактор;
- втома;
- знос;
- корозія

В [274] відзначається, що основними (але не єдиними) факторами, які принципово знижують несну здатність конструкції повітряного судна в процесі його експлуатації, є:

- втома;
- корозія.
- випадкові експлуатаційні ушкодження.

Привертає увагу відсутність в цій класифікації факторів «знос» і «людський фактор». У цьому трактуванні до «людського фактору» слід віднести і помилки суб'єкта на будь-якому етапі або в будь-якому процесі життєвого циклу повітряного судна, а також умови експлуатації (тобто випадкові механічні (ударні) ушкодження і кліматичні (удари блискавки, термовологісні впливи та ін.). Таким чином, можна випадкові експлуатаційні ушкодження віднести до суб'єктивної складової людського фактора.

Відносно більш часті і такі, що виникають на ранніх стадіях експлуатації руйнування конструкцій елементів повітряного судна, в тому числі і композитних, як правило, першопричиною мають людський фактор в його різних проявах.

Прикладом сказаного вище являються [247]:

- вирив ступки основної опори шасі літака Ан-148 (ГТК «Росія»), що стався внаслідок дворазового випуску і прибирання шасі на малій висоті з метою перевірки причини відсутності в кабіні пілотів індикації замків прибраного положення ступок (рис. 4.6);

- вирив потоком повітря під час польоту верхньої частини панелі під центропланом літака Ан-148 внаслідок нещільного прилягання панелі до фюзеляжу (рис. 4.7);

- вилив люка переднього лівого обтічника шасі пульта управління заправки паливом на літаку Ан-178 під час польоту з причини неповного закріплення замків (рис.4.8);

- механічне пошкодження під час експлуатації літака Ан-148 композитного облицювання отвору багажного відсіку (рис.4.4).

Приклади аналогічних експлуатаційних пошкоджень конструкцій з ПКМ можна було б продовжити.



Рис. 4.6. Вирив стулки основної опори шасі літака Ан-148

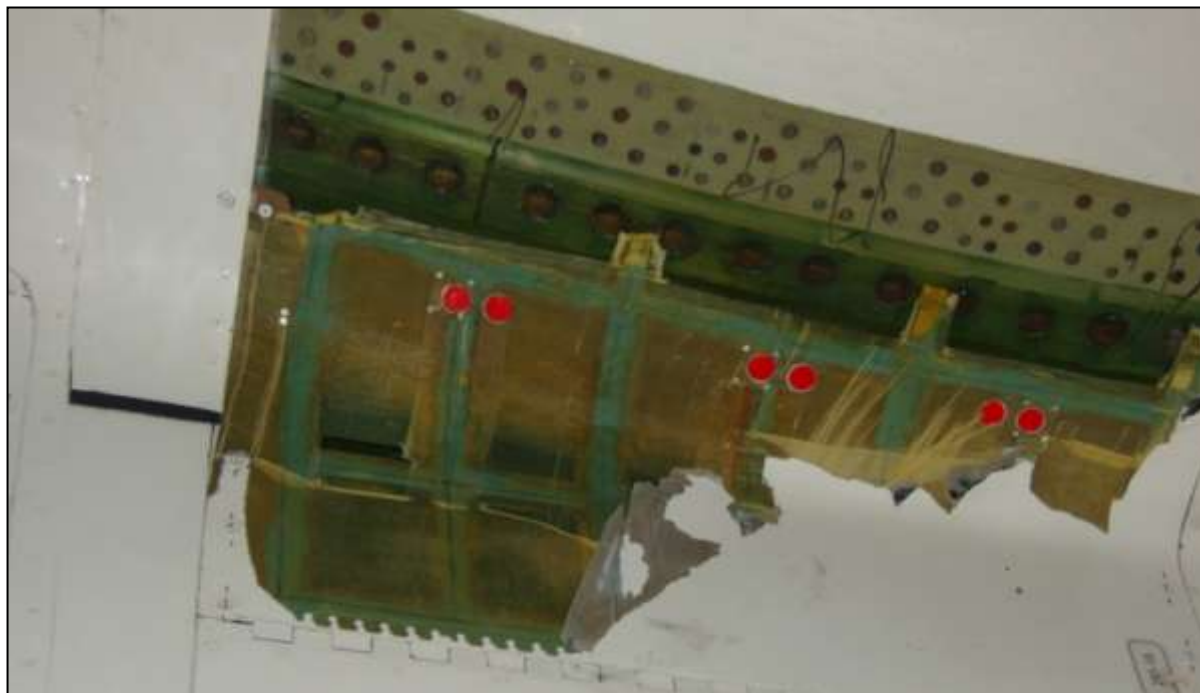


Рис. 4.7 - Вири́в верхньої частини панелі під центропланом літака Ан-148



Рис. 4.8 - Вири́в люка переднього лівого обтічника шасі пульту управління заправки паливом на літаку Ан-178

В рекомендаційному Циркулярі FAA AC 20-107B «Авіаконструкції з композиційних матеріалів» [275] проблемам експлуатаційних ударних впливів приділена значна увага. У ньому містяться докладні рекомендації по методології обліку впливу ймовірних випадкових пошкоджень ударного характеру при проведенні робіт по забезпеченню міцності силових конструкцій з ПКМ. У відпові-

дності до вказівок Циркуляра і сформованої методології статичні і утомні випробування повинна проходити конструкція, попередньо піддана ударам, які моделюють ймовірні ударні впливи на конструкцію в експлуатації.

Характерними дефектами деталей з ПКМ і клеєних конструкцій, що виникають при експлуатації виробів авіаційної техніки, є подряпини (наскрізне і ненаскрізне щілинне порушення обшивки); розшарування обшивок з ПКМ, вм'ятини, одно- і двохсторонні пробоїни в стільникових агрегатах, наскрізні проколи; тріщини і відшарування обшивок (в зонах: обшивка-стільники, каркас-стільники, обшивка-накладки); накопичення вологи.

Крім цього, в нашій роботі [267] описані причини виникнення технологічних дефектів композитних конструкцій, нижче наведені основні з них:

- відсутність з'єднання між елементами конструкції (непроклеї), зумовлена поганою підгонкою елементів, що з'єднуються перед склеюванням або недостатнім тиском, створюваним технологічним оснащенням;

- слабка адгезія – недостатнє зчеплення клею з матеріалом елемента, що з'єднується з-за поганої підготовки поверхонь елементів з'єднання, замащення або забруднення поверхонь склеювання;

- неповна полімеризація клею, обумовлена відхиленнями від температурно-часового режиму при затвердженні клею і є грубим порушенням технологічного режиму;

- ударні руйнування клейового шва внаслідок зіткнення з твердими предметами.

Крім того, в стільникових конструкціях можлива також наявність зон руйнування стільникового заповнювача або пустот, обумовлена зміщенням стільникових блоків. Найбільш характерні дефекти, які зустрічаються в багатошарових конструкціях і виробках з ПКМ після їх виготовлення, можуть бути наступних видів:

- непроклеї в шаруватих, стільникових і інших клеєних конструкціях з заповнювачем;

- розшарування в деталях, що склеюються і обшивках стільникових і інтегральних конструкцій з ПКМ;

- змінання стільникового заповнювача (втрата стійкості).

Аналіз технологічних дефектів, наведений у розділі 4.4, дозволяє сформулювати наступні рекомендації для недопущення дефектів у процесі виробництва композитних виробів для авіакосмічної техніки:

1. Як впливає з аналізу, основні технологічні дефекти виникають на етапі приготування сполучних і виготовлення препрегів. Для запобігання появи дефектів на цьому етапі рекомендується:

- у випадку використання багатокomпонентних сполучних контролювати в'язкість сполучного, його рецептуру, температуру й вологість виробничого приміщення, умови зберігання компонентів;

- проводити своєчасну перевірку приладів і обладнання для просочення;

- проводити експрес-контроль препрега в ході просочення для визначення відповідності параметрів препрега заданим вимогам;

- при можливості використовувати готові препреги сертифікованого виробника, таким способом виключивши процес виробництва препрегів із загального ТП виготовлення деталей; це дозволить застосовувати препреги стабільної й високої якості й виключити ряд технологічних дефектів, що виникають на цьому етапі.

2. Зниження кількості дефектів, що виникають при відхиленні в структурі армування при формоутворенні виробів із ПКМ, досягається зменшенням обсягів ручної праці, використанням моделей розгорток шарів при викладенні в комплексі з лазерними проекційними системами. Це дозволяє знизити ймовірність помилок робочого персоналу при викладенні складноармованих конструкцій великих габаритів. Найбільш високопродуктивним вважається процес автоматизованого викладення на викладальних машинах, у якому передбачена тільки участь оператора, що контролює хід викладання. Такі машини не тільки автоматизують процес викладення, але й здатні оптимізувати витрату матеріалу, відрізати полотна армуючого матеріалу необхідного габариту перед викладенням і прикочувати (ущільнювати) шари пакета щоб уникнути потрапляння повітря між шарами. Однак, такі високотехнологічні викладальні комплекси вимагають значних капі-



тальних вкладень із певним періодом окупності залежно від ступеня їхнього завантаження. Найменш витратним є варіант із застосуванням лазерних проекційних систем.

3. При виготовленні криволінійних великогабаритних або інтегральних конструкцій складно уникнути порушення суцільності шарів армуючого наповнювача. Порушення суцільності веде до послаблення комплексних характеристик міцності виробу й повинне бути чітко регламентованим і розрахованим. У повній мірі це дозволяють зробити сучасні програмні комплекси пошарового моделювання (FiberSim, Composite Desing), у яких на етапі створення технологічної пошарової моделі, технолог вказує зони, у яких необхідно зробити надрізи, з урахуванням характеристик армуючого наповнювача - драпірування, пружнення, ступеня його деформації та ін. Після цього пошарова модель перераховується на міцність з урахуванням ослаблених зон і приймається рішення про необхідність доопрацювання структури пакета деталі. Крім цього, існує ряд програмних продуктів, які дозволяють виконувати розрахунки на міцність композитних виробів (наприклад Nastran, Patran), але як твердого тіла, а не пошарової моделі, що дає тільки наближений результат.

4. Перепалювання деталей із ПКМ виникають у результаті неякісного процесу термічної обробки або формування деталі. Такі дефекти можуть виникати або на етапах технологічного відпрацьовування режимів полімеризації, або в результаті ізотермічного стрибка температури при формуванні деталей великої товщини ( $\geq 20$  мм). Найбільш відповідальна частина режиму полімеризації в автоклаві проходить в ізотермічних (постійних) умовах при однаковій температурі й тиску. Внаслідок виділення великої кількості тепла усередині деталі при її нагріванні, у зоні найбільшої товщини деталі, може спостерігатися значний короткочасний стрибок температури, що призводить до перепалювання деталі в окремих її зонах. Уникнути цього можна шляхом корегування режиму полімеризації, а саме: зменшити рівень надлишкового тиску, проводити більш тривалу витримку на етапі нагрівання перед виходом на основний етап режиму, а також забезпечити плавний перехід між етапами термообробки.

5. Аналіз дефектів II і III рівня пов'язаний з рядом наукових напрямків в механіці композиційних матеріалів і конструкцій, в зв'язку з цим представляється виправданим обмежитися схемою виявлення трьох рівнів дефектів структури ПКМ методами контролю ступеня їх дефектності, показаної на рис. 4.9[276].

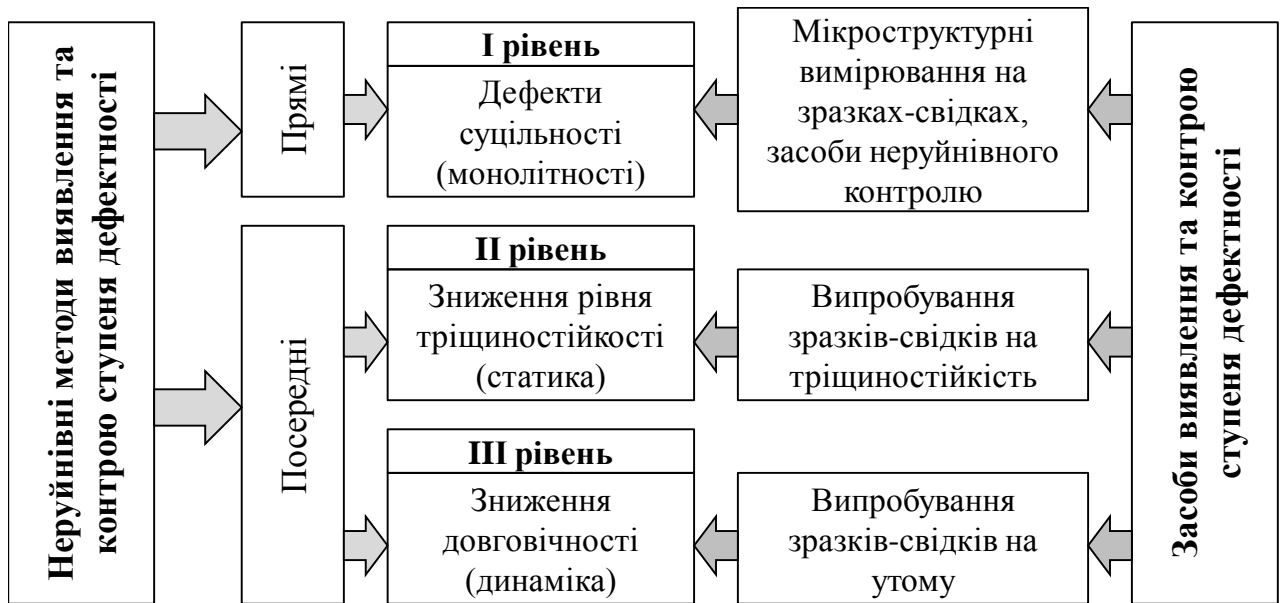


Рисунок 4.9 – Схема виявлення трьох рівней дефектів структури ПКМ методами контролю ступеня дефектності

Методи, представлені в правій частині схеми реалізуються, хоча і на зразках-свідках, призначених для відтворення повномасштабних рівнів дефектності виробу з ПКМ, проте, здатні тільки констатувати ці рівні в готовій конструкції, і не можуть вплинути на запобігання в тій чи іншій мірі цих дефектів.

Те саме відноситься до методів неруйнівного контролю (виявлення) дефектності ПКМ, наведених в лівій частині схеми. При цьому прямі методи, безпосередньо виявляють дефекти у виробі, відносяться тільки до I рівня.

Безпосереднє виявлення дефектів II і III рівня цими методами принципово неможливо, а непряме (посереднє) виявлення знаходиться тільки на початковому стані розвитку по точності, що залежить від реалізованих математичних моделей ідентифікації спостережуваного дефекту I рівня із прогнозованими дефектами II і III рівня, не можуть вважатися достатніми і достовірними і вимагають подальших комплексних досліджень.

6. Непроклеї або розшарування в конструкції після процесу полімеризації відносяться до неприпустимих дефектів, і вимагають наявності регламентованих процедур ремонту, що забезпечують стан і якість конструкції після ремонту, ідентичні початковій структурі деталі. Особливо це актуально для компаній Boeing і Airbus і їх літаків А-350ХWB і В-787, обсяги застосування ПКМ, у яких досягають 50% [277,278] і яким необхідно не тільки усувати виробничі дефекти, якщо такі присутні, але й експлуатаційні.

Після проведення ремонту у відповідності до вимог CS25.603 §8.8 є обов'язковим підтвердження, що технологія ремонту забезпечує відновлення конструкції до стану льотної придатності. Ремонт конструкцій може бути виконано клейовим, механічним або комбінованим способом ремонту, і всі вони повинні бути сертифіковані відповідно до EASA / FAA частина 21 і 145 правил. Матеріали, що застосовуються для ремонту, повинні бути описані розробником виробу. Якість ремонту підтверджується методами неруйнуючого контролю й натурними випробуваннями зразків.

У ході ремонтів часто доводиться видаляти частину шарів конструкції для забезпечення доступу до зони залягання дефекту. Ушкоджені шари рекомендується видаляти за допомогою спеціального механізованого або автоматизованого обладнання, послідовно шар за шаром, з метою мінімізації зони ремонту й збереження неушкоджених зон деталі (рис. 4.10).



Рисунок 4.10 – Приклади пошарового видалення ушкоджених шарів

Непроклеї в інтегральних конструкціях великих габаритів, типу рулів напрямку, закрилків, інтерцепторів у більшості випадків важко піддаються ремонту через складність забезпечення двостороннього доступу для створення необхідного тиску в процесі склеювання.

Застосування автономних ремонтних комплексів (АРК) дозволяє прискорити й підвищити економічну ефективність ремонту, завдяки локалізації ушкодженої зони агрегату й забезпеченню необхідних параметрів ремонту (температури й тиску) без використання енергоємних автоклавів. АРК являє собою універсальний пристрій для ремонту окремих зон (ділянок) виробів і агрегатів із ПКМ (рис. 4.11). За допомогою приладу створюється вакуумне розрядження, забезпечується розігрів у зоні ремонту, а також здійснюється контроль і реєстрація температури й ступеня вакууму на поверхні зон ремонту [279,280].

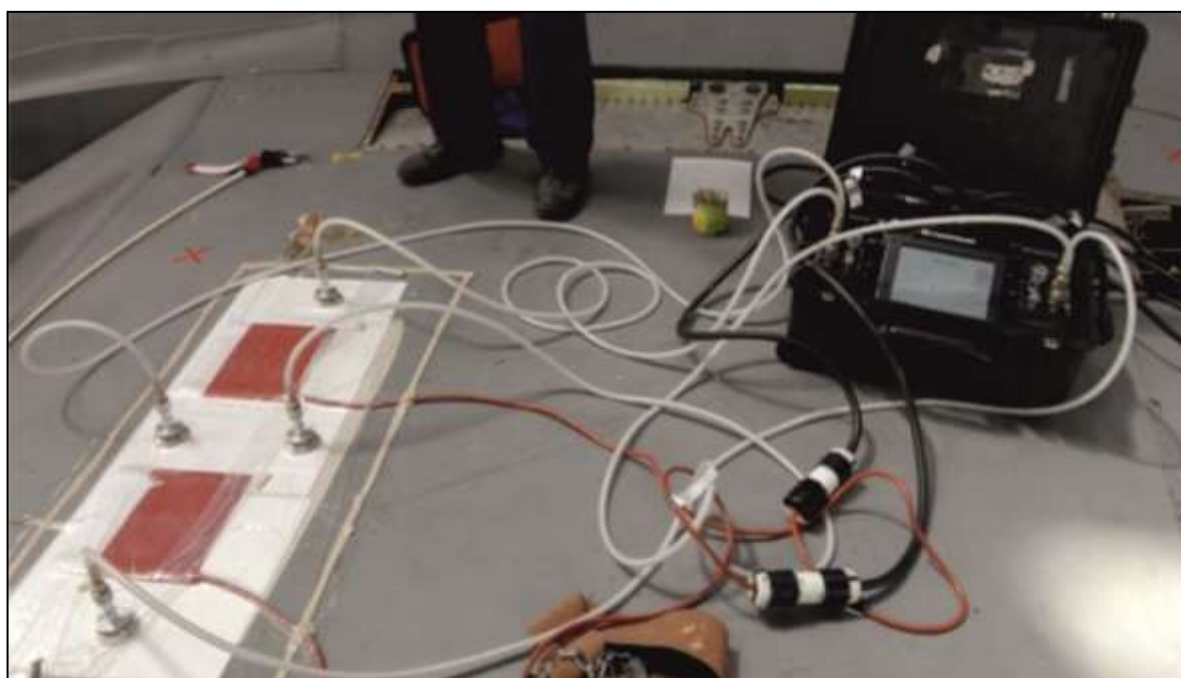


Рисунок 4.11 - Ремонт ушкодженої зони стабілізатора літака Ан-70 з використанням АРК

Усунення дефектів може виконуватися за клейовою технологією ремонту шляхом видалення ушкоджених шарів, сушіння, установки вкладишів і відновлення зовнішньої обшивки з матеріалу аналогічного тому, з якого виготовлений агрегат. АРК дозволяє виконувати ремонт агрегатів із ПКМ безпосередньо на лі-

таку, при появі експлуатаційних дефектів у конструкціях. Це дозволяє уникнути витрат, пов'язаних з демонтажем агрегату, його транспортуванням, витратою електроенергії на роботу автоклава, простоем повітряних суден.

Прикладом ефективного використання АРК можуть служити ремонт стабілізатора літака Ан-70, а також керма висоти літака Ан-178 (рис. 4.12).



Рисунок 4.12 - Ремонт uszkodженої зони керма висоти літака Ан-178 із застосуванням АРК

#### **4.5 Висновки по розділу 4**

Розроблено концепцію реалізації раціонального проекту по створенню виробів АКТ із ПКМ з урахуванням експлуатаційних, економічних, екологічних, виробничих та технологічних складових.

Уперше розроблена концепція оптимізації і проектний комплекс вибору раціональних конструктивно технологічних параметрів агрегатів із ПКМ, що її реалізує. Це дозволило:

- вирішити комплекс завдань обґрунтованого вибору конструкційних матеріалів і взаємопов'язаних з ним завдань синтезу КСС агрегатів і КТР вузлів і деталей з урахуванням обмежень існуючого рівня їх виробництва;

- запропонована концепція вибору оптимальної КСС методом розрахунку силової ваги конструкції із застосуванням методу математичного лінійного програмування;

Проведено поглиблений аналіз по вітчизняним і закордонним повітряним суднам видів і характеру експлуатаційних пошкоджень, їх частоти прояву і взаємозв'язку з технологічними дефектами, що виникають у процесі виробництва цих виробів. Внаслідок проведеного аналізу встановлено, що значною мірою експлуатаційні ушкодження є прямим або непрямим наслідком технологічних дефектів.

Запропоновано метод підвищення ефективності виробів із ПКМ шляхом оптимізації конструктивно-технологічних параметрів виробів із ПКМ у напрямку визначення, класифікації й аналізу технологічних дефектів з метою їх визначення та способів усунення або зниження їхнього рівня для підвищення ефективності композитних конструкцій. Для цього описані й проаналізовані технологічні дефекти, що виникають у процесі виробництва конструкцій із ПКМ. Це дозволило з достатньою практичною точністю виявляти й систематизувати засоби й можливості їх нейтралізації або зниження їх рівня у виробництві.

Вперше встановлено ієрархічний порядок трирівневої системи виявлення дефектів структури ПКМ, що виникають в процесі підготовки і виробництва виробів з композиційних матеріалів. Проведено аналіз причин виникнення і типових видів дефектів суцільності ПКМ, що є першопричиною зниження експлуатаційної якості елементів композитних конструкцій та їх ресурсу. Запропоновано схему виявлення трьох рівнів дефектів структури ПКМ прямими і посередніми методами контролю ступеня дефектності матеріалу.

Розроблено ряд рекомендацій з попередження дефектів на різних етапах виробництва виробів із ПКМ, у тому числі методи ремонту дефектів (непроклеїв і розшарувань), отриманих після формування виробів із застосуванням автономного ремонтного комплексу, використання якого дозволяє знизити виробничі й експлуатаційні витрати в процесі ремонту.

На закінчення відзначимо, що отримані в розділі 4 результати опубліковані в наших статтях [247,267,279,280].

## РОЗДІЛ 5

### ФОРМУВАННЯ ВАРТІСНИХ ПОКАЗНИКІВ ВИРОБІВ ІЗ ПКМ

#### 5.1 Аналіз ефективності сучасного літакобудівного виробництва конструкцій з ПКМ

Як було показано в [281], з загальноприйнятих видів ефективності при аналізі перспективних обсягів впровадження ПКМ в конструкціях вітчизняних ПС ТК, в яких проведено аналіз ефективності, орієнтований на предметну область впровадження композиційних матеріалів в конструкціях вітчизняних цивільних літаків, дозволяє встановити якісні залежності того чи іншого виду ефективності від трьох визначальних параметрів: результату (результативності), мети дії і витрат, пов'язаних з отриманням результату.

Встановлені якісні залежності, не відображають кількісне значення відносного безрозмірного параметра, але дозволяють відслідковувати його зростання або зниження від взаємної зміни розмірів результату, мети і витрат, представлених в грошовому вираженні. Показано, що праксеологічна і технічна ефективність дій містять однакову цільову складову, що відображає ступінь досягнення мети отриманим результатом (неузгодженість результату) і економічні складові, принципово різні в даних видах ефективності. Рациональність застосування того або іншого критерію ефективності впровадження конкретного обсягу композиційних матеріалів в цивільних літаках пов'язана з необхідністю обґрунтованого обліку для відповідного етапу стану і можливостей вітчизняного літакобудування, основою якого є ДП «Антонов» зі своєю організаційно-виробничою структурою.

У світлі зазначеного вище дане дослідження спирається на економічний критерій ефективності. Поряд з розширенням області застосування ПКМ їх використання вимагає значних витрат на сировину, матеріали і напівфабрикати, на придбання спеціалізованого обладнання, на організацію підготовки виробництва, енерговитрати, заробітну плату і ін. Загальна структура собівартості виробів різ-

ного типу з склопластику була представлена в роботі [234] (див. табл. 5.1). Як видно з останньої, витрати на основні і допоміжні матеріали основних видів виробів зі склопластиків складають 47,5...82% від загальної собівартості виробів, для вуглепластика вони коливаються в межах 40...60%. Більшу частину витрат, що залишилися становить технологічна собівартість. І якщо витрати на матеріали можуть лише незначно зменшитися шляхом варіації матеріалоемності виробу [282] (наприклад, при зміні витрати сполучного, при виборі того чи іншого методу виробництва напівфабрикатів - препрегів або формування виробу з ПКМ, або при більш точному конструкторському розрахунку деталі), то технологічна собівартість виробу може бути значно змінена шляхом застосування оптимальної технології виробництва.

Саме тому особливу актуальність набуває розробка технології, оптимальної з економічної точки зору. Вибір в якості цільової функції оптимізації сучасного виробництва технологічної собівартості процесів виготовлення дозволяє не тільки оцінити його продуктивність, а і надає додаткові можливості для його аналізу, а саме:

- можливість аналізу зміни собівартості виробу з ПКМ шляхом зміни внутрішніх параметрів технологічних процесів;
- оцінка економічної ефективності впровадження нового обладнання;
- оцінка ефекту від проведення автоматизації на всіх етапах виробництва виробів з ПКМ і т.д.

Деякі аспекти економічної ефективності технології виробництва композитних виробів ПС ТК знайшли відображення в роботах [282, 283]. Базовий варіант розрахунку технологічної собівартості і її складових для машинобудівних галузей був представлений в [284].

Наведені в даній роботі залежності можуть бути адаптовані до виробництва конструкцій з КМ, що дозволяє використовувати їх при порівнянні варіантів нормативних і оптимізованих ТП.



Таблиця 5.1 – Структура собівартості основних видів виробів зі склопластику (%)

Вироби зі скло-пластику	Сировина і матеріали	Енергетичні витрати	Заробітна плата з нарахуваннями	Цехові витрати	Загально-заводські витрати	Невиробничі витрати
Труби на установці «Пластрекс»	6,3	4,8	5,5	0,5	9,3	3,6
Намотані вироби	65,	5,2	6,0	10,5	9,2	3,7
Профільні вироби	50,0	6,2	11,9	7,6	11,9	2,4
Великогабаритні вироби середньої складності шляхом контактного формування на основі поліефірної смоли ПН-1 і	47,5	14,0	21,5	8,4	5,6	3,0
Склополотна ХЖК-1.0 ГС	48,0	13,8	21,3	8,4	5,5	3,0
Склотканини ТЖС-0,7	61,2	10,3	15,9	6,2	4,1	2,3
Склотканини АСТТ						
Пресовані вироби з прес-матеріалів марок	85,5	2,0	2,6	5,0	3,6	1,3
АГ-4В	86,3,	1,9	2,5	4,7	3,4	1,2
АГ-4НС	88,6	1,6	2,1	3,9	2,8	1,0
АГ-4С	88,3	1,6	2,1	4,0	2,9	1,1
ДСВ	81,9	2,5	3,3	6,2	4,5	1,6
Премікс	80,3	2,7	3,6	6,7	4,9	1,8
Препрег						
Вироби шляхом лиття з склонаповненого поліаміду КС-30/9	82,0	1,0	4,0	9,0	3,0	1,0

Як відомо, властивості ПКМ в значній мірі залежать від технологічних параметрів, що викликає необхідність визначення допустимих границь останніх для

всіх операцій виготовлення композитних виробів. Це в свою чергу накладає певні обмеження на значення параметрів, які можуть забезпечити мінімальну технологічну собівартість готового виробу з ПКМ, так як основною вимогою будь-якого виробництва є створення конструкції з регламентованим набором властивостей. Тому, крім розробки ефективних технологічних способів виготовлення, домогтися мінімуму технологічних витрат можливо шляхом застосування нового обладнання і оснащення [99, 101], а також автоматизацією процесів виготовлення.

У більшості випадків економічний ефект досягається шляхом скорочення в сучасних технологіях виробництва частки ручної праці. Це здійснюється шляхом створення високопродуктивних машин для укладання і формування армуючих матеріалів або напівфабрикатів методами безперервної машинної викладки, намотки і пултрузії, які дозволяють збільшити продуктивність операції в 5–7 разів порівняно з ручними операціями. Розрахунки економічної ефективності нової техніки, що дозволяють оцінити доцільність її введення, з достатньою точністю розглянуті в [284].

Питаннями автоматизації процесів виготовлення конструкцій з ПКМ на сучасному рівні займаються в основному зарубіжні фірми, наприклад такі як, MТorres (Іспанія), (розробка і виготовлення викладальних машин і верстатів з ЧПУ для викладки обшивок з препрегів), фірма ForestLine (США), фірма Broetje Automation (Німеччина) (розробка по програмі CASPIN верстатів з ЧПУ і роботів, а також комп'ютерних ділень для управління механічної обробкою на лініях складання) і т.д. Способи автоматизації основних технологічних процесів виробництва виробів з композиційних матеріалів були розглянуті в роботі [285]. В ній наведені математичні моделі процесів, розглянуті методи і технічні засоби автоматичного контролю технологічних параметрів, а також висвітлені особливості застосування ЕОМ в рамках автоматизованої системи управління технологічними процесами. Безсумнівною перевагою даної роботи є підведення математичної бази під повний цикл автоматизованого виробництва композиційних виробів, головний її недолік – в практично відсутньому зв'язку розглянутих параметрів систем з внутрішніми технологічними характеристиками процесів, що викликає необхід-

ність у доопрацюванні наведених виразів з метою виявлення цього взаємозв'язку. Незважаючи на зазначені вище переваги застосування нового обладнання або автоматизації процесів виготовлення, основним і найбільш важливим завданням, що стоїть перед розробниками технологій, є виготовлення конструкцій з ПКМ на вже існуючому обладнанні за мінімально можливий час і з забезпеченням регламентованого рівня фізико-механічних властивостей виробу. У більшості робіт, що висвітлюють оптимізацію того або іншого технологічного процесу, відсутня комплексна оцінка процесу виробництва ПКМ в цілому, так як основний акцент в них робиться на окремі етапи виробництва. В наш час найбільш повною класифікацією технологічних операцій (процесів) виготовлення конструкцій з ПКМ є класифікація наведена в роботі [125]. Спираючись на неї можливо виділити ТП, технологічна собівартість яких може бути змінена шляхом зміни параметрів процесу і (або) характеристик компонентів ПКМ. Одним з початкових процесів композитного виробництва є операція приготування сполучного. Основним завданням цього етапу є отримання матриці з заданими характеристиками, найбільш важливою з яких може вважатися її в'язкість. Стандартним прийомом для досягнення необхідного рівня в'язкості сполучного, є введення в його склад розчинників. Недоліком подібного методу є наявність етапу сушки, який вимагає додаткового часу і значних енергозатрат. У зв'язку з цим у роботі [286] були запропоновані альтернативні методи впливу на сполучне, а саме температурний і вібраційний вплив. Запропоновані в ній залежності дозволяють оцінити зміну в'язкості при одиночному впливі того або іншого чинника. Недоліком даної методики є неможливість комплексної оцінки зміни в'язкості при одночасному впливі двох або більше чинників. В'язкість сполучного є також одним з визначальних параметрів при виготовленні напівфабрикатів – препрегів.

Крім вищевказаних методів існує ще цілий ряд фізичних, а також хімічних методів впливу на неї. Більшість розглянутих методів мало застосовуються у виробництві через їх малу ефективність (при використанні фотоефекту), складність реалізації, контролю і забезпечення БЖД (ультразвукові, радіаційні і т.д. методи).

У світлі цього більший інтерес можуть представляти хімічні методи впливу, що полягають у зміні складу компаунда.

Одним з прикладів цього може слугувати введення в склад сполучних комплексних з'єднань [287-288]. Застосування останніх зменшує в'язкість, а також, надає сполучному цілому ряду властивостей, що дозволяють значно змінити технологію і часто поліпшити якість готового виробу з ПКМ. Недоліком проведених досліджень є фіксування в їх результатах суммарних значень розпаду і зшивання полімерних ланцюгів при різних режимах температурного впливу на матрицю, що, в свою чергу, може привести до значних розбіжностей розрахункових значень і величин, що вимірюються внаслідок дослідів.

Таким чином, виникає необхідність в отриманні залежностей, що дозволяють визначити зміни, які необхідно ввести в режим ТП виготовлення препрегів при застосуванні того або іншого просочувального обладнання у випадку зміни характеристик застосовуваного сполучного. У загальному випадку технологічні параметри процесу виготовлення напівфабрикатів для ПКМ можуть бути визначені згідно [289]. Формоутворення виробів з ПКМ може бути здійснено «сухим» (з використанням препрегів), «мокрим» (нанесення на армуючий матеріал сполучного у процесі формування) або комбінованим способом. Вибір способу формування залежить від цілого ряду особливостей, але частіше всього, як найбільш продуктивне, технологічне і безпечне з точки зору БЖД, використовується формоутворення з застосуванням препрегів [125, 289]. Застосування «мокрого» формування досить широко поширене при виготовленні композитів з використанням сполучних холодного затвердіння у дрібному виробництві. Комбінований спосіб найбільше застосовується при здійсненні складання конструкцій з використанням інтегральних технологій. Останні дозволяють домогтися значного збільшення економічної ефективності і продуктивності процесів внаслідок суміщення процесів формоутворення елементів конструкції зі складанням в незатвердженому (напівзатвердженому) стані і подальшим формуванням. Це дозволяє у подальшому уникнути застосування механічних з'єднань і значно знизити вартість продукції. Формоутворення є однією з найбільш трудомістких операцій, так як досить часто

вимагає застосування значного відсотка ручної праці. Лідером у цьому відношенні серед всіх існуючих методів формоутворення (основні – викладка, намотування, напилення, пултрузія і роллтрязія, комбіновані методи є ручне викладання). У зв'язку з цим виникає необхідність в організації виробничого процесу, яка дозволила б максимально зменшити такий аспект технологічної собівартості виготовлення, як витрати на заробітну плату. Перші кроки в цьому напрямку були зроблені Забаштою В.Ф. в його монографії [290]. Запропонований ним метод визначення кваліфікації робіт дозволяє враховувати їх часткові значення, що може привести до більш точного узгодження обсягу і складності виконаних робіт з оплатою праці робочих. У поєднанні з розробленими в [125] рекомендаціями по вибору чисельності бригади дільниці викладання, можливо розробити концепцію організації виробництва таким чином, щоб необхідні роботи були виконані в необхідному обсязі і з заданою якістю (тобто не знижуючи продуктивності процесу) при скороченні витрат на заробітну плату.

Однією з найважливіших стадій виготовлення виробів з ПКМ є формування. Як вказувалося вище, частіше всього ці ТП здійснюються на основі препрегової технології. Такі ТП були досліджені багатьма авторами з метою визначення їх оптимальних технологічних параметрів [125,291] і ін., а також для різних типів армуючих матеріалів і сполучних, існують виробничі інструкції і РТМ, що регламентують їх реалізацію [292,293,294]. Проте, як впливає з роботи [295], у цій області потрібні додаткові більш глибокі дослідження. Більшістю авторів робіт, присвячених даній темі, ставилися різні цілі, а також найчастіше ними відокремлено досліджувалися різні ділянки діаграми температурно-часового режиму формування композитних виробів. Результатом цього стало те, що ряд досліджень носять суперечливий характер або істотно відхиляються від даних, отриманих внаслідок експериментів. Крім цього, деякі процеси, що відбуваються при повному циклі формування, в даному випадку не розглядалися або описувалися грубими математичними моделями. Усе це підтверджує необхідність подальшого поглибленого теоретичного аналізу ТП формування, а також його узгодження з емпіричними даними. Температурно-часовий режим формування супроводжується пев-

ним тиском, надлишкова величина якого також може змінюватися з плином часу. Проблема визначення величини тиску, необхідного для створення однорідної, безпористої структури ПКМ, зокрема висвітлювалася в роботах [296, 297]. Запропонована в них модель, що описує явища просочення при проникненні сполучного вглиб армуючого матеріалу, знайшла логічне продовження в [298], де поряд з моделлю заповнення сполучним міжволоконного простору в структурі моношарів в процесі формування, розглянута залежність між тиском і формуванням заданої структури композитного матеріалу (тетрагональної або гексагональної упаковки волокон в структурі ПКМ). Додатково в останній роботі була обгрунтована недоцільність варіювання величини надлишкового тиску з плином часу, тобто показано, що багатоступенева діаграма подачі тиску не має переваг у порівнянні з традиційно застосовуваною одноступінчатою. Усе вищесказане дозволяє говорити про достатню обгрунтованість питання про режим тиску при формуванні виробів з ПКМ, що є підставою його виключення з сфери інтересів даної роботи. Таким чином, основною стає задача визначення основних параметрів температурно-часового режиму [299].

Завершальними стадіями у виробництві конструкцій з ПКМ є механічна обробка і складання. Технологія механічної обробки композитів відрізняється від обробки виробів з традиційних матеріалів тільки режимами різання, точіння і т.д., а також підготовкою інструменту (змінюю кута заточки різців). Складання конструкцій з ПКМ може проводитися двома шляхами: складання з готових (затверджених) деталей і інтегральне складання. Складання виробів з готових деталей здійснюється з допомогою тих же видів з'єднань, що і в металевих конструкціях, тобто склеюванням, пайкою, різного виду заклепками, різьбленням, а також комбінованими методами (заклепки – клей, різьблення–клей). Розрахунок подібного роду з'єднань виконується аналогічно загальноприйнятим з урахуванням особливості структури ПКМ.

Переваги інтегрального складання на етапі формоутворення були розглянуті раніше. Крім усього іншого такий метод складання дозволяє встановити в «сирий» препрег різноманітні металеві вкладиші, у тому числі ті, які можуть бути

використані при подальшому збиранні (наприклад, для різьбового з'єднання). Подібний метод дозволяє уникати руйнування волокон армуючого матеріалу, що було б неминучим при різанні вже затвердженного матеріалу, а також забезпечити велику міцність з'єднань. Недоліком його є напруги і деформації, що виникають в області контакту композиту з металом. Проте вирішення даної проблеми було розглянуто в цілому ряді робіт [300, 301] і ін. Крім усіх вищезазначених специфічних особливостей ТП виробництва виробів з ПКМ, особливо слід підкреслити фактор безпеки життєдіяльності (БЖД). Необхідність урахування БЖД при розробці оптимальних техпроцесів пов'язана з особливою небезпекою, яку представляє виробництво композитів для навколишнього середовища і здоров'я людей через використання в ньому великої кількості розчинників і наявності інших шкідливих факторів. Поряд з законодавчими, існує цілий ряд нормативних документів, що регламентують допустимі рівні шкідливих хімічних речовин, в зокрема ГОСТ 8.310-78, а також [302-304] і ін. Новітні досягнення в здійсненні наукового підходу до організації безпечної технології виробництва виробів з ПКМ були описані в роботах [305-310] і ін.

Спираючись на запропоновані в них розробки, можливо отримати оптимальну по собівартості і безпечну технологію виробництва композиційних матеріалів. Таким чином, проведений вище аналіз стану проблеми продуктивності сучасного виробництва конструкцій ПС ТК з ПКМ свідчить про наявність деяких теоретичних і практичних даних для створення нових оптимальних технологій виробництва ПС ТК з КМ. Проте, існуючі підходи до вирішення цього завдання вимагають їх узагальнення і доповнення на новій, економіко-технологічній основі. Як вже зазначалося вище, в нинішній час вітчизняними і зарубіжними дослідниками і науковими колективами створена деяка науково-теоретична база, а також вирішений цілий ряд практичних задач, що дозволяють створювати прогресивні технології виготовлення конструкцій з ПКМ, які відповідають тим або іншим вимогам і вирішувати поставлені перед ними завдання. Проте проблема розробки загальної концепції технологічної організації виробництва, що дозволяє зорієнтувати технологію виготовлення композитів на комплексне урахування всіх (або хоча б бі-

льшості) визначальних факторів, а також забезпечити максимально можливу продуктивність процесів, до сих пір може вважатися не вирішеною.

## **5.2 Визначення основних показників технологічної собівартості виробів із ПКМ у вітчизняному авіабудуванні**

Розширення області застосування ПКМ у конструкціях різного призначення вимагає значних витрат на сировину, матеріали, спеціалізоване обладнання, оснащення та енергоресурси. У зв'язку із цим однією із проблем виробництва виробів із ПКМ для ПС транспортної категорії (ТК) є правильний облік і контроль цих витрат з метою розробки певних заходів щодо їх зниження внаслідок вибору найбільш оптимальних технологічних процесів виробництва, впровадження сучасного автоматизованого обладнання, розуміння ступеня його ефективності та окупності протягом певного періоду часу.

За даними журналу JEC Composites, вартість 1 кг виробів зі склопластику в країнах Європи орієнтовно становить 10,3 євро, для країн США - 9,8 євро, для країн Азіатського й Тихоокеанського регіонів 7,7 євро. На ДП «АНТОНОВ», в 2016 році ця величина орієнтовно становила 30 євро. Такі показники були обумовлені високою вартістю матеріалів, що застосовувалися, насамперед вуглецевих наповнювачів виробництва РФ, великою кількістю ручних операцій і малою серійністю виробів, що виготовляються. У наш час ситуація змінилася в кращу сторону після впровадження сучасного встаткування - лазерних проекторів і розкрійної машини, завершення програми імпортозаміщення. Зараз ця величина становить орієнтовно 20 євро, що теж поки не є показовою величиною.

Основними елементами технологічної собівартості будь-якого виробу із ПКМ є витрати, які залежать від обраних способів і засобів виробництва. До їх числа відносяться наступні витрати: по основній і додатковій заробітній платі робітників виробництва, ІТП, молодшого обслуговуючого персоналу й допоміжних робітників; утримувannya й експлуатації обладнання; утримувannya будівель і споруд; експлуатації пристосувань, моделей, інструментів і іншого оснащення



[311,312], а також витрати на встаткування, трудомісткість і основні й допоміжні матеріали [313-316].

Як показано на рис. 5.1 вплив складових вартості може бути різним залежно від типу технологічного процесу.

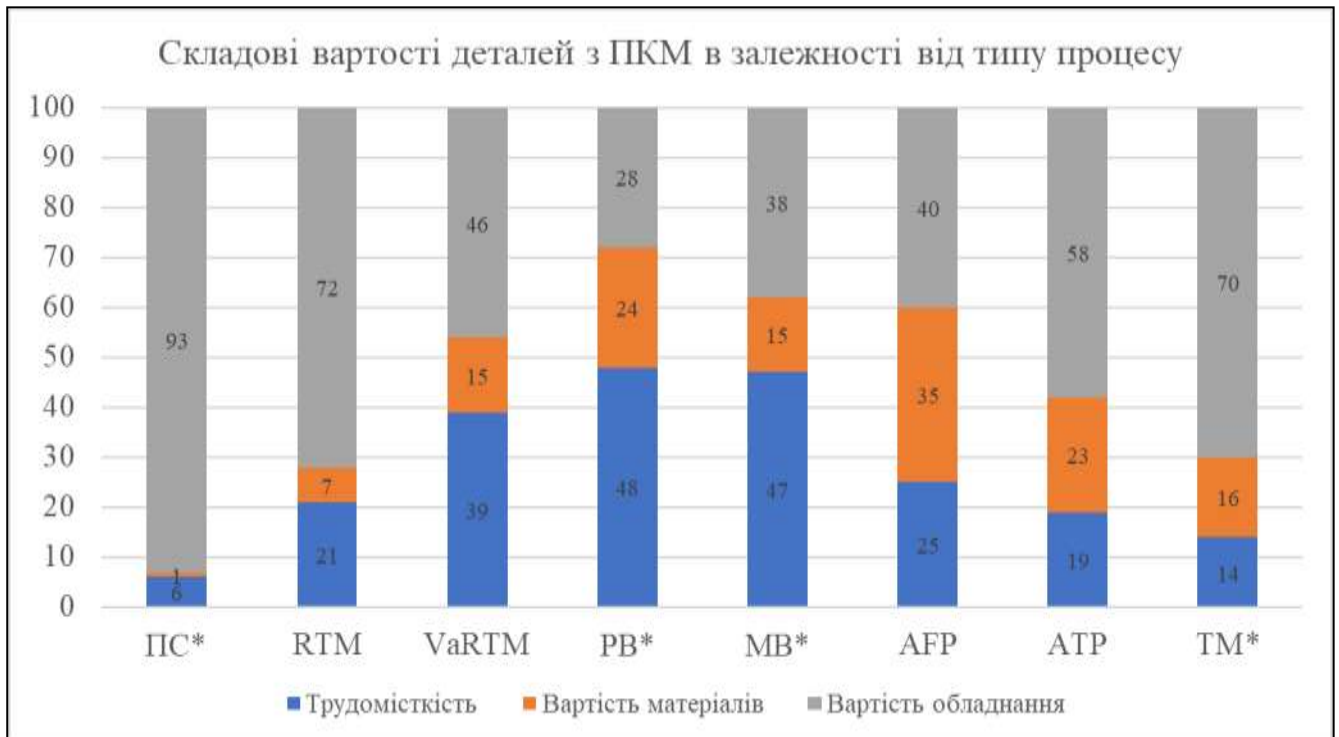


Рисунок 5.1 - Графік основних складових вартості деталей із ПКМ

\* - ПС - пресове формування; RTM - інжекція смоли в закритому оснащенні; VaRTM - вакуумна інфузія; PB - ручне викладення; MB- мокре викладення; AFP - автоматичне викладення волокна; ATP - автоматичне укладання стрічки; ТМ - формування КМ на основі термопластичних сполучних.

У загальному випадку технологічна собівартість виробу із ПКМ визначається як сума технологічної собівартості по цехах, що визначають технологічний цикл і операції:

$$C_{mj} = \sum_{b=1}^H \sum_{e=1}^L \sum_{f=1}^M C_{mjbef} \quad (5.1)$$

де  $C_{mjbef}$  – технологічна собівартість по  $f$ -му процесу, грн/шт;  $H$  – число цехів, у яких виготовляється виріб;  $L$  – число переділів виготовлення виробу;  $M$  – число процесів в  $e$ -му переділі виготовлення виробу.

Величина ж технологічної собівартості деталі по процесу, являє собою суму технологічних собівартостей операцій цього процесу.

Слід зазначити, що специфіка виробництва конструкцій із ПКМ може потребувати окремого акцентування уваги на розрахунку собівартості технологічного оснащення. Її значення може вплинути на коливання загальної величини технологічної собівартості виробу в результаті вибору того або іншого КТР і матеріалу основного й допоміжного оснащення.

Технологічна собівартість операції при виборі найбільш оптимальної з погляду мінімізації витрат може бути визначена або уточненим, або наближеним способом. Уточнений спосіб базується на розрахунку величини витрат по кожному елементу технологічної собівартості операції, що відрізняється по складених варіантах. Наближений спосіб базується на основі укрупнених витрат, що припадають на годину роботи встаткування й робочих місць.

При уточненому розрахунку технологічна собівартість може бути представлена наступною сумою:

$$C_{mji} = C_{зji} + C_{oji} + C_{осн.ji} + C_{Кji} + C_{n.ц.ji} \quad (5.2)$$

де  $C_{зji}$  - заробітна плата з відрахуваннями до фонду соціального страхування;  $C_{oji}$  - витрати по експлуатації встаткування;  $C_{осн.ji}$  - витрати по експлуатації оснащення;  $C_{Кji}$  - витрати по використанню виробничої будівлі;  $C_{n.ц.ji}$  - інші цехові витрати.

Заробітна плата з відрахуваннями визначається по формулі

$$C_{зji} = C_{з.о.ji} + C_{з.д.ji} + C_{з.і.ji} \quad (5.3)$$

де  $C_{з.о.ји}$  - заробітна плата основних робітників (з відрахуваннями) при виконанні  $i$ -ї операції;  $C_{з.д.ји}$  - те ж допоміжних робітників;  $C_{з.і.ји}$  - те ж для інженерно-технічних працівників (ІТП).

Заробітна плата основних робітників по операції в загальному вигляді дорівнює

$$C_{з.о.ји} = C_{з.ч.сі} \alpha k_{д.з.і} k_n t_{ји} \beta_i \quad (5.4)$$

де  $C_{з.ч.сі}$  – погодинна тарифна заробітна плата основних робітників, зайнятих при виконанні  $i$ -ї операції, грн./люд.-год (визначається по діючій на підприємстві тарифній сітці);  $\alpha_i$  – коефіцієнт, що враховує приробинок робітників (премії, робота в невизначені години, навчання учнів і ін.) на  $i$ -й операції,  $\alpha_i = 1,1 \dots 1 \dots 1,3$ ;  $k_{д.з.і}$  – коефіцієнт, що враховує додаткову заробітну плату (оплата відпусток, пільгових годин підлітків і т.д.) на  $i$ -й операції;  $k_{д.з.і} = 1,06 \dots 1 \dots 1,1$ ;  $k_n$  - коефіцієнт, що враховує відрахування до фонду соціального страхування;  $\beta_i$  - коефіцієнт, що враховує чисельність бригади (або число одиниць устаткування, що обслуговується одним робітником) при виконанні  $i$ -ї операції;  $t_{ји}$  - норма часу на  $i$ -ту операцію.

З огляду на особливості виробництва деталей із ПКМ, норму часу зручніше за все визначати по наступній формулі

$$t_{ји} = \frac{T_{зм}}{q_{з.ји}}, \quad (5.5)$$

де  $T_{зм}$  – тривалість робочої зміни, ч/зм;  $q_{з.ји}$  – норма виробітку бригади робітників (робітника) зайнятих при виконанні  $i$ -ї операції, шт/зм за зміну. Заробітна плата допоміжних робітників (наладчиків, настроювачів, крановиків і т.д.) і ІТП може визначатися як прямим, так і непрямим способом.

Визначення прямим способом відбувається у випадку закріплення допоміжних робітників і ІТП за даною операцією по формулі, аналогічній (5.5).

При відсутності твердого закріплення за окремими робочими місцями, величина заробітної плати визначається непрямим способом, наприклад, приймається пропорційною заробітній платі основних робітників, або заробітній платі основних робітників і витратам по експлуатації обладнання.

Витрати по експлуатації обладнання при виконанні будь-якої операції виготовлення деталі визначаються наступним чином:

$$C_{oji} = C_{aji} + C_{pji} + C_{eji} + C_{vji} \quad (5.6)$$

де  $C_{aji}$  - витрати по амортизації обладнання, що припадають на виріб при виконанні  $i$ -ї операції;  $C_{pji}$  - те ж на ремонт і обслуговування обладнання;  $C_{eji}$  - те ж на електроенергію;  $C_{vji}$  - те ж на мастильно-обтиральні матеріали.

Величина витрат на амортизацію обладнання буде дорівнювати:

$$C_{aji} = \frac{\sum_{d=1}^h K_{od} Q_{jid} \mu_{jid} a_d}{100 Q_{2.3,j}} \quad (5.7)$$

де  $h$  - кількість одиниць обладнання;  $K_{od}$  - балансова вартість  $d$ -го типу обладнання, грн/од;  $Q_{jid}$  - кількість технологічного обладнання  $d$ -го типу, зайнятого при виконанні  $i$ -ї операції, од. обл.;  $\mu_{jid}$  - коефіцієнт зайнятості технологічного обладнання  $d$ -го типу при виконанні  $i$ -ї операції;  $a_d$  - норма річних амортизаційних відрахувань на заміну  $d$ -го типу обладнання, відсотки/рік;  $Q_{2.3,j}$  - річна кількість виробів, що випускаються виробництвом, шт./рік.

При відсутності затверджених норм амортизації по обладнанню, розрахунок витрат можна робити по формулі:

$$C_{aji} = \sum_{d=1}^h \frac{(K_{od} - \Pi_{o.o.d}) Q_{jid} \mu_{ojd}}{T_{n.o.d} Q_{2.3,j}} \quad (5.8)$$

де  $C_{o.o.d}$  – виторг від реалізації встаткування  $d$ -го типорозміру після вибуття його з експлуатації, грн./од.;  $T_{n.o.d}$  – строк амортизації (погашення) витрат на встаткування  $d$ -го типорозміру, роки.

Витрати, що припадають на виріб по всім видам ремонтів, можна визначити по формулі:

$$C_{aji} = \sum_{d=1}^h \frac{R_{Md} W_M K_e O_{jid} \mu_{ojd}}{T_{p.cd} \beta_d Q_{2.3.j}} \quad (5.9)$$

де  $R_{Md}$  – група ремонтної складності основної частини обладнання  $d$ -го типорозміру;  $W_M$  – витрати на всі види планово-попереджувального ремонту й міжремонтне обслуговування за ремонтний цикл, що припадають на одиницю ремонтної складності основної частини обладнання  $d$ -го типорозміру, грн. за цикл на одиницю ремонтної складності;  $K_e$  – коефіцієнт, що враховує витрати на ремонт енергетичної частини обладнання  $d$ -го типорозміру;  $T_{p.cd}$  – тривалість міжремонтного циклу основної частини обладнання  $d$ -го типорозміру, роки/цикл;  $\beta_d$  – загальний коефіцієнт, що враховує вплив на тривалість ремонтного циклу обладнання типу виробництва, розміру обладнання, оброблюваного матеріалу, умов роботи й т.д.

Витрати на енергію, що припадають на виріб у загальному вигляді можна представити наступною сумою:

$$C_{eji} = C_{e.c.ji} + C_{e.m.ji} + C_{monji} + C_{cmji} + C_{napji} + C_{gazji} \quad (5.10)$$

де  $C_{e.c.ji}$  – витрати на електроенергію силову, що припадають на виріб при виконанні  $i$ -ї операції;  $C_{e.m.ji}$  – те ж на електроенергію технологічну;  $C_{monji}$  – те ж на паливо;  $C_{cmji}$  – те ж на стиснене повітря;  $C_{napji}$  – те ж на пару;  $C_{gazji}$  – те ж на газ.

Витрати на електроенергію, що припадають на виріб (якщо потужність двигунів не перевищує 12...15 кВт) можуть бути визначені таким способом:

$$C_{e.c.ji} = \sum_{d=1}^h \frac{N_{yd} k_{epd} k_{Nd} k_{odd} k_w}{\eta_{Md}} \frac{t_{ji}}{k_{ei}} \cdot \psi_e \quad (5.11)$$

де  $h$  – число типорозмірів обладнання, що застосовується при виконанні  $i$ -ї операції;  $N_{yd}$  – сумарна встановлена потужність електродвигунів обладнання  $d$ -го типорозміру, кВт;  $k_{epd}$  – коефіцієнт завантаження по часу двигунів обладнання  $d$ -го типорозміру;  $k_{Nd}$  – коефіцієнт завантаження по потужності електродвигунів обладнання  $d$ -го типорозміру, зайнятого при виконанні  $i$ -ї операції;  $k_{odd}$  – коефіцієнт одночасності роботи двигунів обладнання  $d$ -го типорозміру, зайнятого при виконанні  $i$ -ї операції;  $k_w$  – коефіцієнт, що враховує втрати електроенергії в мережі заводу;  $\eta_{Md}$  – середній коефіцієнт корисної дії електродвигунів обладнання  $d$ -го типорозміру;  $\psi_e$  – вартість електроенергії, грн./кВт-год;  $k_{ei}$  – коефіцієнт, що враховує виконання норм часу при виконанні  $i$ -ї операції.

Витрати на технологічну електроенергію у випадках, коли є норма витрати електроенергії на нагрівання, можна визначити як добуток

$$C_{e.m.ji} = g_{e.mji} \cdot \psi_e \quad (5.12)$$

де  $g_{e.mji}$  – норма витрати технологічної електроенергії на виконання  $i$ -тої операції виготовлення виробів;  $\psi_e$  – вартість електроенергії.

Коли відома встановлена потужність обладнання і його годинна продуктивність, розрахунок можна робити по формулі:

$$C_{e.t.ji} = \sum_{d=1}^h \frac{N_{yd} k_{non.i}}{q_{годi}} \psi_e \quad (5.13)$$

де  $N_{yd}$  – сумарна встановлена потужність обладнання, зайнятого при виконанні  $i$ -ї операції, кВт;  $k_{non.i}$  – коефіцієнт попиту електроенергії при виконанні  $i$ -ї операції;  $q_{годi}$  – годинна продуктивність одиниці обладнання, зайнятого при виконанні  $i$ -ї операції, шт., м<sup>3</sup>/год.

У випадку, якщо відомими величинами є напруга, сила струму й норма основного часу (на 1 т або штуко-операцію), величина  $C_{e.m.ji}$  розраховується по формулі:

$$C_{e.m.ji} = \sum_{d=1}^h \frac{U_d I_d t_{очн.ji}}{\eta_{nd}} \psi_e \quad (5.14)$$

де  $U_d$  – напруга струму, В;  $I_d$  – сила струму, А;  $t_{очн.ji}$  – норма основного часу виготовлення виробу при виконанні  $i$ -тої операції, год/т, штуко-операцію;  $\eta_{nd}$  – середній коефіцієнт корисної дії струмоприймача, що застосовується при виконанні  $i$ -тої операції.

Величини  $U_d$ ; і  $I_d$  приймаються по паспортним або розрахунковим даним.

Витрати на технологічне паливо, пару, стиснене повітря, газ і інші енергоносії, що припадають на виріб при виконанні даної операції можуть бути розраховані по формулі:

$$C_{нал.ji} = g_{нал.ji} k_{нер.з.i} k_{втр} \frac{t_{ji}}{k_{ei}} \psi_{нал.} \quad (5.15)$$

де  $g_{нал.ji}$  – середня година витрата палива при виконанні  $i$ -тої операції виготовлення виробу, т, м<sup>3</sup> / год ;  $k_{нер.з.i}$  – коефіцієнт, що враховує середню нерівномірність завантаження печей при виконанні  $i$ -тої операції виготовлення виробів;  $k_{втр.i}$  – коефіцієнт, що враховує втрати палива при виконанні даної операції;  $\psi_{нал.}$  – вартість палива.

Витрати на допоміжні матеріали по обладнанню містять у собі витрати на мастильно-обтиральні матеріали, охолоджуючі рідини, витрати на масло для гідроприводів, виробничу воду й інші матеріали, витрати яких обумовлені експлуатацією даного обладнання й оснащення. При порівняно наближених розрахунках їх можна визначити в такий спосіб:

$$C_{еji} = \frac{\sum_{d=1}^h C_{ед} O_{jid} \mu_{ojid}}{Q_{р.з.j}} \quad (5.16)$$

де  $h$  – число типорозмірів обладнання, що застосовується при виконанні  $i$ -тої операції;  $C_{ed}$  – річні витрати на допоміжні матеріали по обладнанню  $d$ -го типорозміру й оснащення при виконанні  $i$ -тої операції,  $O_{jid}$  – кількість обладнання  $d$ -го типорозміру, зайнятого при виконанні  $i$ -тої операції, ед;  $\mu_{jido}$  – коефіцієнт зайнятості обладнання  $d$ -го типорозміру, зайнятого при виконанні  $i$ -тої операції;  $Q_{p.z j}$  – річна кількість виробів, що запускаються у виробництво по варіанту, шт./рік.

Річні витрати  $C_{ed}$  на всі допоміжні матеріали, що припадають на обладнання або оснащення того або іншого типорозміру, складаються з відповідних витрат по кожному виду матеріалу, потрібному при їх експлуатації. Вони можуть бути визначені в такий спосіб:

$$C_{ed} = \sum_{c=1}^{\omega} G_{e.p.dc} k_{nom.ic} u_{e.m.c} \quad (5.17)$$

де  $\omega$  – число видів допоміжних матеріалів, що застосовуються при експлуатації обладнання й оснащення;  $G_{e.p.dc}$  – норма річної витрати допоміжного матеріалу  $c$ -того виду на одиницю обладнання при виконанні  $i$ -тої операції;  $k_{nom.ic}$  – коефіцієнт, що враховує втрати допоміжних матеріалів  $c$ -го виду на одиницю обладнання при виконанні  $i$ -тої операції;  $u_{e.m.c}$  – ціна матеріалу  $c$ -го виду.

В загальному випадку витрати на оснащення  $C_{ocnji}$  складають суму витрат на пристосування, робочий і вимірювальний інструмент:

$$C_{ocnji} = C_{nji} + C_{p.i.ji} + C_{v.i.ji} \quad (5.18)$$

де  $C_{nji}$  – витрати на пристосування, що припадають на виконання  $i$ -ї операції;  $C_{p.i.ji}$  – витрати на робочий інструмент для виконання  $i$ -ї операції;  $C_{v.i.ji}$  – витрати на вимірювальний інструмент для виконання  $i$ -ї операції.

Витрати на пристосування охоплюють витрати на амортизацію й ремонт оснащення для виклеювання. Величина  $C_{nji}$  може бути розрахована по формулі:



$$C_{nji} = \sum_{d=1}^h \frac{(K_{nd} \delta_d - \Pi_{n.o.d}) \Pi_{jid} \mu_{jid}}{T_{n.n.d} Q_{p.z.j}}, \quad (5.19)$$

де  $h$  – число пристосувань, що входять у комплект (цулаги, гумові профілі та ін.) необхідні для виконання  $i$ -ї операції;  $K_{nd}$  – балансова вартість одного екземпляру пристосування  $d$ -го типу;  $\delta_d$  – коефіцієнт, що враховує витрати на ремонт пристосування  $d$ -го типу;  $\Pi_{n.o.d}$  – виторг від реалізації пристосування  $d$ -го типу після вибуття його з експлуатації;  $\Pi_{jid}$  – кількість екземплярів пристосувань  $d$ -го типу, необхідних для виконання  $i$ -ї операції;  $\mu_{jid}$  – коефіцієнт зайнятості пристосувань  $d$ -го типу при виконанні  $i$ -ї операції;  $T_{n.n.d}$  – строк амортизації (погашення) вартості пристосування  $d$ -го типу;  $Q_{p.z.j}$  – річна кількість виробів, що випускаються виробництвом, шт./рік.

Величина  $\delta_d$  у першому наближенні може бути взята в межах  $0,5 \dots 0,6 K_{nd}$ .

Оскільки виробництво деталей із ПКМ є досить специфічною областю виробництва, то величину  $\Pi_{n.o.d}$  варто визначати з урахуванням того, що значна частина застосовуваних пристосувань є одноразовими, або ж можуть використовуватися при виготовленні декількох виробів одного виду, але в будь-якому разі після застосування не підлягають реалізації. Вищесказане справедливо й при визначенні величини  $T_{n.n.d}$ .

Витрати по робочих інструментах охоплюють витрати на їхню амортизацію, заточення, ремонт і відновлення. Величина витрат по цільному інструменту універсального призначення (не має змінних частин і найчастіше використовується при виготовленні деталей із ПКМ)  $C_{u.p.jid}$  може бути визначена в такий спосіб:

$$C_{u.p.jid} = \frac{[(k_{u.p.d} - \Pi_{u.o.d}) + n_{nep.d} C_{nep.d} + n_{vidn.d} C_{vidn.d}] k_{y6.d} k_{u.s.}}{T_{cm.d} k_m (n_{nep.d} + 1) (n_{vidn.d} + 1) k_{vidn.d}} \times \frac{t_{piz.jid}}{k_{ei}} \quad (5.20)$$

де  $k_{u.p.d}$  – вартість одиниці робочого інструмента  $d$ -го типорозміру;  $\Pi_{u.o.d}$  – виторг від реалізації зношеного робочого інструмента  $d$ -го типорозміру;  $n_{nep.d}$  – число переточувань робочого інструмента  $d$ -го типорозміру, зайнятого виконанням  $i$ -тої операції;  $C_{nep.d}$  – витрати на одне переточування робочого інструмента  $d$ -

$d$ -го типорозміру;  $n_{відн.d}$  – число відновлень (ремонтів) робочого інструмента  $d$ -го типорозміру;  $c_{відн.d}$  – витрати на одне відновлення робочого інструмента  $d$ -го типорозміру;  $k_{уб.d}$  – коефіцієнт, що враховує випадковий збиток інструмента  $d$ -го типорозміру;  $k_{у.в.}$  – коефіцієнт, що враховує витрати на амортизацію й ремонт допоміжного інструмента;  $T_{см.d}$  – стійкість робочого інструмента від переточування до переточування;  $k_m$  – коефіцієнт, що враховує зміну стійкості інструмента;  $k_{відн.d}$  – коефіцієнт, що враховує вплив відновлень на стійкість робочого інструмента  $d$ -го типорозміру;  $t_{піз.jid}$  – норма часу різання  $d$ -м інструментом при виконанні  $i$ -тої операції;  $k_{в.i}$  – коефіцієнт виконання норми часу різання.

Витрати на одне переточування робочого інструмента враховуються тільки в тому випадку, якщо час на переточування не включається в норму часу по цій операції (якщо переточування виконує заточник). Величина цих витрат визначається по заводських нормативах або у розрахунковому порядку.

Витрати по вимірювальному інструменту охоплюють витрати на його амортизацію й ремонт. Вони можуть бути визначені по формулі:

$$C_{и.м.ji} = \frac{\sum_{d=1}^h C_{в.i.d} O_{jid} \mu_{в.i,jid}}{Q_{р.з.j}} \quad (5.21)$$

де  $h$  – число типорозмірів обладнання, що застосовується при виконанні  $i$ -тої операції;  $C_{в.i.d}$  – сума витрат по експлуатації всього комплекту вимірювального інструмента, що застосовується на даному обладнанні впродовж року;  $\mu_{в.i,jid}$  – коефіцієнт зайнятості комплекту даного вимірювального інструмента, зайнятого при виконанні  $i$ -тої операції;  $Q_{р.з.j}$  – річна кількість виробів, що запускаються у виробництво по варіанту, шт./рік.

Якщо на обладнанні виготовляється тільки даний виріб, то коефіцієнт  $\mu_{в.i,jid}$  приймається рівним одиниці.

Сума витрат по експлуатації комплекту інструментів визначається окремо для кожного типорозміру інструмента по формулі:

$$C_{u.m.d} = \sum_{c=1}^{\omega} G_{v.i.dc} (\Pi_{v.c} \delta_c - \Pi_{u.o.c}) k_{y.b.c} \quad (5.22)$$

де  $\omega$  – число типорозмірів вимірювального інструмента;  $G_{v.i.dc}$  – річна витрата вимірювального інструмента  $c$ -го типорозміру на одиницю обладнання  $d$ -го типорозміру;  $\Pi_{v.c}$  – вартість одиниці вимірювального інструмента  $c$ -го виду;  $\delta_c$  – коефіцієнт, що враховує витрати на ремонт вимірювального інструмента  $c$ -го типорозміру;  $\Pi_{u.o.c}$  – виторг від реалізації вимірювального інструмента після вибуття його з експлуатації;  $k_{y.b.c}$  – коефіцієнт, що враховує випадковий збиток вимірювального інструмента  $c$ -го виду.

Витрати на виробничі приміщення охоплюють витрати на амортизацію, ремонт, опалення, освітлення й прибирання приміщення з розрахунку на площу, що зайнята робочим місцем при виконанні відповідної операції. Величина цих витрат може бути визначена по формулі:

$$C_{kji} = \frac{\sum_{d=1}^h S_{od} k_{fd} C_{k.z} Q_{jid} S_{jid}}{Q_{p.z.j}} \quad (5.23)$$

де  $h$  – кількість одиниць обладнання, що застосовується при виконанні  $i$ -ї операції;  $S_{od}$  – виробнича площа, займана обладнанням  $d$ -го типу;  $k_{fd}$  – коефіцієнт, що враховує додаткову площу, що припадає на обладнання  $d$ -го типу;  $C_{k.z}$  – середньорічні витрати по утриманню приміщення, що припадає на  $1 \text{ м}^2$  площі цеху;  $Q_{jid}$  – кількість технологічного обладнання  $d$ -го типу, зайнятого при виконанні  $i$ -ї операції;  $Q_{p.z.j}$  – річна кількість виробів, що випускаються виробництвом, шт./рік.

Річні витрати на виробниче приміщення, що припадають на  $1 \text{ м}^2$  площі, розраховуються по заводських нормах, прийнятих на ДП «АНТОНОВ».

Інші цехові витрати охоплюють витрати, які не можуть бути розраховані прямим способом. До таких витрат, що при калькуляції підлягають непрямому розподілу, відносяться: заробітна плата інженерно-технічних працівників, обслуговуючого персоналу, допоміжних робітників, якщо вони не закріплені за певними робочими місцями; витрати по утриманню загальцехового транспортного об-

ладнання; витрати на охорону праці й техніку безпеки: витрати по господарському інвентарю: канцелярські витрати, що відносяться до всього випуску цехом придатних деталей і ін.

При ручній праці й малому ступені механізації, характерна, наприклад, для операції формоутворення деталей із ПКМ, величина інших цехових витрат визначається пропорційно заробітній платі основних робітників по формулі:

$$C_{i.ц.ji} = C_{з.год.с.ji} \alpha_i \beta_i t_{ji} k_{i.ц.} \quad (5.24)$$

де  $C_{з.год.с.ji}$  – середня годинна заробітна плата основних робітників по тарифу, зайнятих при виконанні і-тої операції;  $\alpha_i$  – коефіцієнт, що враховує приробіток робітників на і-тій операції;  $\beta_i$  – коефіцієнт, що враховує чисельність бригади (або число обладнання, що обслуговується одним робітником) при виконанні і-тої операції;  $t_{ji}$  – норма часу на і-у операцію виготовлення виробу;  $k_{i.ц.}$  – коефіцієнт, що враховує величину інших цехових витрат.

Величина  $k_{i.ц.}$  повинна встановлюватися відповідно до особливостей цеху або розраховуватися окремо на підставі кошторису цехових витрат. При значному ступені механізації й автоматизації праці величина  $C_{i.ц.ji}$  розраховується пропорційно сумі витрат по заробітній платі й обладнанню по формулі:

$$C_{i.ц.ji} = (C_{з.ч.с.ji} \alpha_i \beta_i t_{ji} + C_{oji}) / k_{i.ц.} \quad (5.25)$$

де  $C_{oji}$  – витрати по експлуатації обладнання, що припадають на виріб при виконанні і-тої операції;  $k_{i.ц.}$  – коефіцієнт, що враховує величину інших цехових витрат пропорційно сумі витрат по заробітній платі й витрат по експлуатації обладнання.

Наближений метод розрахунку технологічної собівартості операції заснований на використанні собівартості однієї машино-години роботи обладнання.

Величина технологічної собівартості операції визначається в цьому випадку за формулою:

$$C_{mji} = (C_{ч.з.о_i} + C_{ч.з.б_i})t_{ji} + (C_{ч.а_i} + C_{ч.р_i} + C_{ч.э_i} + C_{ч.б_i})\frac{t_{ji}}{k_{б_i}} + \quad (5.26)$$

$$+ (C_{ч.н_i} + C_{ч.у.р_i} + C_{ч.у.м_i})\frac{t_{ji}}{k_{б_i}} + C_{ч.к_i}\frac{t_{ji}}{k_{б_i}} + C_{ч.н.ц_i}t_{ji},$$

де  $C_{ч.з.о_i}$  – норматив витрат по заробітній платі основних робочих (з відрахуваннями), що припадає на 1 год роботи обладнання;  $C_{ч.з.б_i}$  – те ж по заробітній платі допоміжних робочих;  $C_{ч.а_i}$  – норматив витрат по амортизації обладнання, що припадає на 1 год його роботи;  $C_{ч.р_i}$  – те ж на ремонт обладнання;  $C_{ч.э_i}$  – те ж на енергію;  $C_{ч.б_i}$  – те ж на допоміжні матеріали по обладнанню;  $C_{ч.н_i}$  – те ж на амортизацію і ремонт універсальних пристосувань;  $C_{ч.у.р_i}$  – те ж на амортизацію, ремонт і заточку універсальних робочих інструментів;  $C_{ч.у.м_i}$  – те ж на амортизацію і ремонт універсального вимірювального інструменту;  $C_{ч.к_i}$  – те ж по використанню приміщення цеху;  $C_{ч.н.ц_i}$  – те ж по іншим цеховим витратам;  $t_{ji}$  – норма часу на і-ту операцію виготовлення виробу;  $k_{б_i}$  – коефіцієнт, що враховує виконання норм часу на і-ту операцію виготовлення виробу.

При розрахунках на стадії планування, а також у випадках, коли коефіцієнт виконання норм  $k_{б_i}$  дорівнює приблизно 1,0, величина  $C_{mji}$  наближено може бути визначена за більш простою формулою: виробничих витрат, що припадають на 1 год роботи обладнання, зайнятого при виконанні і-ї операції.

Використання нормативів собівартості однієї машино-години роботи обладнання значно скорочує час на калькуляцію собівартості операцій при виборі ефективних варіантів. При відсутності заводських нормативів можуть бути використані приблизні нормативи собівартості 1 год роботи обладнання, розроблені для груп підприємств, однорідних по типу виробництва й розміру.

### 5.2.1 Загальна оцінка комплексу складових технологічної собівартості

Загальний вигляд завдання оптимізації технологічного процесу по його собівартості, що поставлене в даній роботі, може бути записаний у вигляді наступного виразу:

$$C_m = \sum F_Y[Y(X)] \rightarrow \min, \quad (5.27)$$

де  $F_Y$  – комплекс функцій або величин, що виражають залежність всіх складових технологічної собівартості від комплексу основних функцій;  $Y$  – комплекс основних функцій;  $X$  – комплекс основних виробничих параметрів.

Подібне членування в постановці завдання дозволяє вести порівняльний аналіз варіантів тільки по основним компонентам (функціям) технологічної собівартості, а також виділити основні виробничі параметри виготовлення деталей з ПКМ для отримання в подальшому їх залежності від технологічних характеристик процесу і використовуваних матеріалів.

### 5.2.2 Вибір комплексу основних функцій

Головним критерієм у виборі основних розрахункових елементів (функцій) є залежність від них інших компонентів технологічної собівартості. Аналіз її складових, наведених в розділі 5.2, дає можливість виділити кілька основних складових з усього комплексу величин, що визначають процес виготовлення конструкцій з ПКМ. До них відносяться:

- заробітна плата основних робочих;
- витрати на енергію;
- програма запуску виробів у виробництво.

Слід зазначити, що специфіка виробництва конструкцій з ПКМ може потребувати окремого акцентування уваги на розрахунку собівартості технологічного

оснащення. Його значення хоча і не віднесене до основних функцій, проте може мати значний вплив на коливання загальної величини технологічної собівартості виробу внаслідок вибору того або іншого КТР і матеріалу основного і допоміжного оснащення. З урахуванням вищесказаного, для розрахунку собівартості кожного окремо взятого процесу, формулу (5.27) можливо записати у вигляді:

$$C_m = F_{C_{3.o.}} \cdot C_{3.o.} + F_{C_{3.c.}} \cdot C_{3.c.} + F_{Q_{2.3.}} \cdot \frac{I}{Q_{2.3.}} \quad (5.28)$$

Комплекси  $F_{C_{3.o.}}$ ,  $F_{C_{3.c.}}$ ,  $F_{Q_{2.3.}}$  повинні визначатися в кожному конкретному випадку відповідно до тієї або іншої системи розрахунків, прийнятої на підприємстві – виробнику.

Розглянемо визначення допоміжного комплексу на прикладі  $F_{C_{3.o.}}$ .

Загальний вид комплексу в матричній формі:

$$F_Y = \begin{vmatrix} 1 \\ f_{Y1} \\ f_{Y2} \\ \dots \\ f_{Yn} \end{vmatrix} \quad (5.29)$$

де  $f_{Y1}, f_{Y2}, \dots, f_{Yn}$  - функціональні залежності (або коефіцієнти пропорційності) від основної функції  $Y$ :  $n$  – кількість доданків, залежних від даної функції.

Припустимо, що розрахунок зарплати ІТП і допоміжних робочих на підприємстві виконується непрямым методом. Отже,  $C_{3.в.} = K_{3.в.} C_{3.o.}$ ,  $C_{3.и.} = K_{3.и.} C_{3.o.}$ . Де  $K_{3.в.}$  і  $K_{3.и.}$  - прийняті на виробництві коефіцієнти пропорційності.

Також величиною, залежною від  $C_{3.o.}$ , є цехові витрати, тобто  $C_{и.ц.} = K_{и.ц.} C_{3.o.}$ . При великому відсотку використання ручної праці, характерному для виробництва ПКМ, розрахунок  $C_{и.ц.}$  здійснюється за формулою (5.24). З урахуванням (5.4)  $K_{и.ц.}$  набуває вигляду:

$$K_{и.ц.} = \frac{k_{и.ц.}}{k_{д.з.} K_H} \quad (5.30)$$

Таким чином остаточне значення  $F_{C_{3.0}}$  набуває наступного вигляду:

$$F_{C_{3.0}} = \begin{vmatrix} I \\ K_{3.б.} \\ K_{3.у.} \\ k_{у.ц.} \\ k_{д.з.} k_H \end{vmatrix}. \quad (5.31)$$

Розмірковуючи аналогічним чином, можна отримати значення інших допоміжних комплексів.

Як видно з формул (5.4) – (5.25) в якості виробничих параметрів процесу може виступати цілий ряд величин, наприклад:

- час виготовлення (норма часу);
- норма витрат електроенергії (енергоносіїв);
- продуктивність обладнання;
- трудомісткість процесу;
- вартість оснащення і т.і.

Велика частина цих параметрів є взаємозалежними величинами. Розглянемо поетапно усі складові формули (5.2). Очевидно, що при розрахунку заробітної плати всіх видів основним параметром, що визначає її величину, є норма часу на операцію  $t_{ji}$ . Тут же слід вказати, що похідною від часу величиною є трудомісткість процесу, так як добуток  $t_{ji}\beta_i$  відображає норму трудомісткості операції в люд.-год.

При розгляді складових витрат на експлуатацію обладнання в формулах (5.7) (витрати по амортизації обладнання), (5.8) (витрати на ремонт обладнання), (5.15) (витрати на допоміжні матеріали по обладнанню) в якості розрахункового параметра в загальному випадку виступає величина річної кількості виробів, що запускаються у виробництво по варіанту або, інакше, програма запуску  $Q_{2.3}$ . Значення цього параметра може бути визначене по формулі:

$$Q_{г.з.} = Q_{г.ж} k_{б.р.ж} k_{з.ж} \quad (5.32)$$



де  $Q_{гj}$  – кількість продукції, яка підлягає випуску протягом року;  $k_{брj}$  – коефіцієнт, що враховує величину браку при виготовленні виробів;  $k_{зj}$  – коефіцієнт, що враховує зміну заділу деталей.

Величина параметра  $Q_{гj}$  може бути заданою величиною, або ж визначена по продуктивності задіяного обладнання. При цьому необхідно виходити з оптимального рівня використання коштів (машини, приладу), при якому можуть бути отримані мінімальні витрати, зумовлені виробництвом одиниці продукції регламентованої якості.

При розрахунку витрат на електроенергію, в загальному випадку, основним технологічним параметром виступає час операції. У випадках, коли технологічна електроенергія потрібна по характеру виконуваної операції (формування виробів, сушка препрегів), в якості технологічного параметра виступає норма витрати електроенергії технологічної на виконання операції  $g_{э.mji}$ . Таким чином, основним параметром при визначенні витрат по експлуатації обладнання є його продуктивність а також, при визначенні витрат на енергію – норма часу і норма витрати електроенергії на операцію.

Аналогічно розмірковуючи, в якості основних параметрів при розрахунку витрат по пристосуванням і вимірювальному інструменту обирається величина продуктивності основного обладнання; а при визначенні витрат по робочим інструментам – норма часу виконання роботи даними інструментом. Обрані виробничі параметри  $X$  залежать в свою чергу, від технологічних параметрів процесів виробництва деталей з ПКМ, тобто:

$$X = X(x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_n), \quad (5.33)$$

де  $i=1, \dots, n$  – кількість технологічних параметрів процесу, від яких залежить розглянутий виробничий параметр. Залежності виду (5.33), дозволяють вирішити задачу оптимізації технологічної собівартості, представлену виразом (5.27), шляхом зміни внутрішніх параметрів процесу  $x_i$ . Саме тому аналітичне або емпіричне

отримання даних залежностей має стати однією з основних проблем, розглянутих в даній роботі.

Таким чином на підставі аналізу загальної технологічної собівартості виробів визначена структура собівартості процесів виготовлення деталей з полімерних композиційних матеріалів. Проведена комплексна оцінка структурних складових технологічної собівартості, результатом чого стало членування поставленого завдання на основні і допоміжні функціональні складові. Це, в свою чергу, призвело до спрощення вирішуваної проблеми, так як дозволяє вести подальший аналіз тільки по основним функціональним складовим собівартості.

Здійснений аналіз виробничих параметрів розглянутої системи на предмет їх взаємозалежності і вибору визначальних величин. Досліджені основні виробничі параметри технологічних процесів в якості перехідної ланки до технологічних параметрів виготовлення конструкцій з ПКМ.

Запропонований підхід до вирішення поставленого завдання дав можливість виявити зміну технологічних параметрів процесів виробництва як основного важеля впливу на їх собівартість.

Проведене в розділі дослідження дозволило створити основну економічну розрахункову базу для наступного етапу її застосування і розвитку по відношенню до основних стадій виробництва агрегатів ПС ТК з ПКМ.

### **5.3 Розвиток і зв'язок процесів автоматизації виробництва з інноваційними методами проектування виробів із ПКМ**

При виготовленні конструкцій із ПКМ найбільш трудомісткою частиною технологічного процесу є операції розкрою й викладення шарів препрега або армуючої заготовки під заданими кутами їх орієнтації з певною точністю у відповідності із вимогами конструкторської документації. Раніше для забезпечення цих операцій успішно застосовувався плазово-шаблонний метод (ПШМ) ув'язування конструктивних елементів деталей і агрегатів [317].

У наш час складність поверхонь конструктивних елементів літака вже не

дозволяє задавати геометричні параметри деталей, що сполучаються, і ув'язувати їх за допомогою традиційних машинобудівних креслень із забезпеченням необхідної точності і якості ув'язування. Суть ПШМ полягає у використанні системи жорстких носіїв форм і розмірів елементів конструкцій, що сполучаються, і геометричного ув'язування їх між собою. В основі єдиної системи лежить теоретичний плаз агрегату літака. За допомогою ПШМ здійснюється ув'язування контурів плоских перетинів кожного агрегату й між-агрегатних стиків, деталей, що лежать у площині одного перетину.

З розвитком композитного виробництва й поступовим ускладненням конструкцій із ПКМ, ПШМ також став застосовуватися для пошарового розкрою ув'язування й викладення шарів препрега композитних деталей.

Однак ПШМ має певні недоліки. У сучасній сфері автоматизації й механізації процесів виробництва застосування ПШМ характеризується трудомістким процесом технологічної підготовки виробництва через послідовне зв'язане перенесення форми й розмірів з першоджерела на формоутворюючу поверхню оснащення. Необхідність виготовлення широкої номенклатури твердих носіїв форм і розмірів (шаблонів) для забезпечення геометричного ув'язування при виготовленні окремих шаблонів, їх підгонки на місці призводить до збільшення циклів підготовки виробництва. Варто враховувати також вплив «людського фактора» при виготовленні твердих носіїв форм. На високотехнологічному виробництві такий підхід в організації підготовки виробництва вважається неефективним, тому що одним з визначальних факторів виробництва є витрати, які необхідно знижувати.

Внаслідок сказаного область застосування ПШМ скорочується. ПШМ витісняється методом незалежного ув'язування елементів літального апарата (ЛА) з використанням математичного моделювання поверхонь ЛА в різних САД-системах. Одночасно зросли вимоги до точності аеродинамічного контуру і якості деталей, що виходять на зовнішній контур літака, виникла гостра потреба в зниженні строків і трудомісткості підготовки виробництва при організації серійного виробництва нових літаків.

Для реалізації сучасних методів складання й ув'язування необхідно забез-

печити високу якість виготовлення деталей із ПКМ. Це неможливо виконати без використання САД-систем, які дозволяють створити електронний макет виробу або складального агрегату. Особливо це важливо для композитних деталей, тому що сучасні САД-системи дозволяють створити пошарову математичну 3D-модель із урахуванням наступної технології її виготовлення й матеріалів, що застосовуються.

На першому етапі освоєння такого методу проектування композитних деталей є трудомістким для конструктора, оскільки метод передбачає пошарове моделювання кожного окремого шару деталі, яке характеризується його геометричними розмірами, границями й поверхнею деталі. Крім цього, необхідно створювати окрему технологічну модель, що включає в себе пошаровий розкрій і розгортки шарів деталі, які надалі необхідні для розкрійних машин (РМ) і лазерних проєкційних систем (ЛПС). У зв'язку із цим і через велику кількість інформації необхідно використовувати комп'ютери з високими показниками продуктивності.

Однак, ці труднощі є тимчасовими на період адаптації фахівців при переході на нові методи проектування з освоєнням нових програмних продуктів і нівелюються безумовними перевагами, які дає автоматизація виробничих процесів.

У наш час існує ряд САД-систем, які успішно працюють у комплексі із сучасним автоматизованим обладнанням при виготовленні деталей із КМ.

Робота такого комплексу дозволяє не тільки підвищити якість і точність виготовлення деталей, але і їх фізико-механічні характеристики, а також зменшити витрати дорогих матеріалів, підвищити ефективність і скоротити цикли виробництва деталей [318].

Прикладом ефективності застосування тільки лазерних проєкційних систем на виробництві ДП «АНТОНОВ» є виготовлення монолітної деталі крила транспортного літака з вуглепластику, що має велику кількість шарів (>100) з їх складним геометричним ув'язуванням між собою.

Раніше, до впровадження у виробництво лазерних проєкційних систем, для виготовлення цієї деталі був виготовлений комплект шаблонів - розгорток із тонколистової сталі для ручного розкрою кожного шару препрега. Точність виготов-

лення шаблонів становила 0,5 мм. За допомогою цих шаблонів виконувався пошаровий розкрій заготовок і викладення на оснащення. Відповідно до технічних характеристик лазерних проекторів, створювані програмою контури проєкцій мають відхилення на формі менше ніж  $\pm 0,35$  мм. У таблиці 5.2 наведені порівняльні дані по витратах для обох методів.

Таблиця 5.2 - Порівняльні кількісні й вартісні параметри методів позиціонування шарів деталі на оснащенні

<b>Метод</b>	<b>Кількість шаблонів</b>	<b>Вартість матеріалу для шаблонів, грн</b>	<b>Трудомісткість виготовлення шаблонів, н/год</b>	<b>Точність позиціонування, мм</b>
ПШМ	277	4000,0	1200	0,5
ЛПС	-	-	500 (трудомісткість моделі)	0,35

У підсумку можна зробити висновок, що застосування лазерних проєкційних систем без розкрійної машини й модуля пошарового моделювання дозволяє значно скоротити трудомісткість і матеріалоемність підготовки виробництва для виготовлення виробів із ПКМ. Необхідно відзначити, що тут не враховано витрати на придбання дорогих лазерних проекторів, які нівелювали б всі зазначені переваги. Автор зневажає цим фактом, тому що лазерні проєкційні системи використовуються для виготовлення всіх агрегатів літака, у тому числі для складальних операцій, і проводити розрахунок для одного з них недоцільно. Більш докладний розрахунок економічної ефективності від впровадження комплексу автоматизованого обладнання буде наведений у розділі 5.3.

## 5.4 Вплив автоматизації виробничих процесів на показники вартості виробів із ПКМ

Ефективність ПС ТК визначається багатьма факторами, одними із яких є економічні показники вартості ПС за результатами його виробництва. Загальновідомо, що собівартість ПС залежить від серії випуску літаків, ступеня автоматизації виробництва, кваліфікації персоналу й інших факторів. Основними методами зниження виробничих витрат прийнято вважати наступні [319]:

- задовольняти вимогам технологічності конструкцій, що передбачає широке застосування високопродуктивних технологічних процесів;
- забезпечувати можливість проведення підготовчих операцій;
- підвищувати якість креслень, переданих на виробництво;
- максимально використовувати спадкоємність конструкції й використовувати готове оснащення;
- раціонально членувати конструкції вузлів і агрегатів;
- широко використовувати нормалізовані й стандартизовані елементи (кріплення, ПКВ й ін.).

Застосування ПКМ у конструкціях літака дозволяє одержати ряд переваг, особливо в процесі експлуатації ПС, однак через високу вартість їх компонентів (сполучних, тканин, препрегів, плівок, клеїв та ін.) необхідно звертати увагу на раціональність використання цих матеріалів у виробництві виробів із ПКМ для ПС ТК, незважаючи на те, що вартість матеріалів у собівартості деталі, виготовленої вакуум-автоклавним методом, займає від 10 до 15% [316,320].

Важливу роль у цьому відіграє коефіцієнт використання матеріалу (КВМ). Істотну економію в собівартості готового виробу можна одержати за рахунок зниження відходів на виробництві, тобто збільшуючи КВМ.

На підвищення КВМ істотно впливає автоматизація операцій/процесів виробництва, таких як: автоматизоване викладення й намотування, розкрій заготовок за допомогою розкрійних машин, застосування лазерних проекційних систем. Ефективність цього обладнання залежить від наявності пошарових математичних

моделей деталей, що виготовляються. Одержати ці моделі можна за допомогою спеціалізованих програмних продуктів, світовими лідерами серед яких є компанії Dassault Aviation і Siemens із продуктами Composite Design і FiberSim.

Основними перевагами пошарового моделювання є:

- зниження витрат матеріалу й трудомісткості виробничого процесу за рахунок використання автоматизованого обладнання.
- урахування властивостей драпірування матеріалу при його укладанні на складні й криволінійні поверхні;
- можливість створення технологічних 3Д-моделей при розробці технологічної документації на виготовлення виробу;
- виконання точних розрахунків на міцність з урахуванням властивостей моношару конструкції.
- зниження ймовірності помилки при проектуванні виробів із ПКМ за рахунок спеціалізованого автоматичного контролю укладання шарів;

При цьому на етапі проектування, забезпечується цифровий обмін даними між розрахунками конструкції на міцність, конструкторською і технологічною складовими етапів створення конструкції з метою оптимізації конструкції виробу. Дані, отримані на етапі проектування, використовуються для передачі на обладнання для виготовлення деталей із ПКМ.

Таким чином, з'являється можливість опису виробів із ПКМ повністю в електронному виді - від створення креслення до технологічного процесу виготовлення деталі.

Для визначення ефективності ступеня автоматизації виробничих процесів на показники вартості виробів із ПКМ автором запропонована методика розрахунку по впровадженню й строкам окупності розкрійної машини, лазерних проєкційних систем і комплексу пошарового моделювання FiberSim на ДП «АНТОНОВ». Аналіз був проведений на основі порівняльного методу. Обґрунтування виконувалося на основі порівняння існуючих технологічних процесів із процесами на базі використання автоматизованого обладнання й пошарового проектуван-

ня деталей із ПКМ. Критерієм економічної доцільності впровадження нового комплексу прийнята кількість літаків, випуск яких забезпечить окупність витрат.

***Прийняті в методиці умови й допущення:***

1. Фінансово-економічні розрахунки виконані в доларах США. Прийнято курс рівний 1 USD = 27 грн.
2. Вартість однієї розкрійної машини із урахуванням ПДВ, імпортного збору й доставки становить 217 660 USD.
3. Вартість лазерного проектора LAP Laser становить 26 530 USD.
4. Розглядається програма випуску 12/24 літаків у рік.
5. Трудомісткість робіт по підготовці приміщення для розкрійної машини й монтажу становить 1700 люд.год.
6. Трудомісткість по інтеграції модуля пошарового моделювання й підключенню встаткування орієнтовно складе 3500 люд.год.
7. Витрати на монтаж одного лазерного проектора постачальником становлять 3000 USD.
8. Собівартість однієї години робіт робітниками становить 72 грн. = 3,5 USD, для інженерно-технічних працівників – 96 грн. = 4,7 USD (визначено відповідно до діючих нормативів).
9. При розрахунку економії матеріалів, отриманої за рахунок застосування розкрійної машини й ПЗ «FiberSim» врахована вартість тільки препрегів на основі скляних і вуглецевих волокон.
10. При виконанні розрахунків ефективності прийняті коефіцієнти, отримані із практичних даних і досвіду застосування такого обладнання на ДП «АН-ТОНОВ», а саме:
  - скорочення трудомісткості при розкрої матеріалу на 60%;
  - скорочення трудомісткості при укладанні матеріалу на 30%;
  - скорочення витрат матеріалів на 20%.
11. Вартість 1 кг вуглецевого препрега прийнята 180 USD, на основі скляних волокон - 120 USD.



12. У розрахунках враховувалося зниження трудомісткості виготовлення композитних конструкцій по 95% кривій Райта.

13. Вартість 10 ліцензій модуля пошарового моделювання 1 117 082 USD.

14. У розрахунках врахована вартість навчання фахівців роботі з ПЗ «FiberSim».

Проаналізувавши ряд літературних джерел [203,205,207] і фактичні дані, отримані на ДП «АНТОНОВ» поопераційний склад ТП виготовлення деталей із ПКМ вакуум-автоклавним методом можна представити у вигляді таблиці 5.3.

Таблиця 5.3 - Дані по поопераційній трудомісткості виготовлення деталей із ПКМ

№ п/п	Кількість літаків, шт.:	1	12	24
1	Вихідна трудомісткість виготовлення деталей із ПКМ на літак Ан-178 – ТΣ, люд./год.	85 000	903 035	1 726 131
1.1	Трудомісткість викладення – Тв = 50%* x ТΣ, люд./год.:	42 500	451 517	863 065
-	Трудомісткість розкрою матеріалу – Тр=30%* x Тв, люд./год.	12 750	135 455	258 920
-	Трудомісткість укладання матеріалу – Тукл.=70%* x Тв, люд./год.	29 750	316 062	604 146
2	Загальна вага деталей із ПКМ на літаку Ан-178*:			
2.1	вуглепластики, G, кг	1350	16 200	32 400
2.2	склопластики, G, кг	900	10 800	21 600

\* - у розрахунках врахована вартість тільки препрегів на основі вуглецевих і скляних волокон.

Виходячи із цього, можна прийняти наступні розрахункові коефіцієнти для опису трудомісткості операцій викладення й розкрою в залежності від загальної трудомісткості виготовлення деталі,

$$T_B = 50\% \cdot T_\Sigma \quad (5.34)$$

де  $T_B$  – трудомісткість викладення шарів деталі;

$T_\Sigma$  - загальна трудомісткість виготовлення деталі.

$$T_p = 30\% \cdot T_B \quad (5.35)$$

де  $T_p$  – трудомісткість розкрою шарів деталі;

$T_B$  – трудомісткість викладення шарів деталі.

$$T_{\text{укл}} = 70\% \cdot T_B \quad (5.36)$$

де  $T_{\text{укл}}$  – трудомісткість укладання;

$T_B$  – трудомісткість викладення.

Прийнявши загальну трудомісткість виготовлення деталей із ПКМ для літака Ан-178 85 000 н/год (табл.5.2), одержимо наступні дані трудомісткості для програми випуску одного, дванадцяти й двадцяти чотирьох літаків з урахуванням зниження трудомісткості по 95% кривій Райта (табл. 5.4).

$$T_n = T_1 \cdot n^{-0.074} \quad (5.37)$$

Таблиця 5.4 - Дані про трудомісткість виготовлення деталей із ПКМ для літака Ан-178 по кривій Райта

<b>Кількість літаків</b>	<b>Трудомісткість, люд/год</b>	<b>Кількість літаків</b>	<b>Трудомісткість, люд/год</b>
1	85000	13	70305
2	80750	14	69921
3	78363	15	69565

Продовження таблиці 5.4

Кількість літаків	Трудомісткість, люд/год	Кількість літаків	Трудомісткість, люд/год
4	76713	16	69233
5	75456	17	68923
6	74445	18	68632
7	73601	19	68358
8	72877	20	68099
9	72245	21	67854
10	71683	22	67621
11	71180	23	67399
12	70723	24	67187

#### 5.4.1 Розрахунок скороченої трудомісткості виготовлення деталей з ПКМ із застосуванням розкрійної машини та лазерних проекторів

Прийнявши допущення по скороченню трудомісткості при розкрої матеріалу на 60% при використанні розкрійної машини одержимо наступну залежність:

$$T_{PM}=40\% \cdot T_p \quad (5.38)$$

де  $T_{PM}$  – трудомісткість розкрою на розкрійній машині;

$T_p$  – трудомісткість розкрою вручну.

Трудомісткість розкрою з урахуванням використання розкрійної машини складе  $\Delta T = T_p - T_{PM}$  (таблиця 5.5).

Прийнявши допущення по скороченню трудомісткості при укладанні матеріалу на 30% при використанні лазерних проекторів одержимо наступну залежність:

$$T_{ЛП}=70\% \cdot T_{укл} \quad (5.39)$$

де  $T_{\text{лп}}$  – трудомісткість укладання матеріалу з використанням лазерних проекторів;

$T_{\text{укл}}$  – трудомісткість укладання матеріалу без лазерних проекторів.

Таблиця 5.5 - Дані трудомісткості при розкрої з використанням розкрійної машини

<b>Кількість літаків, шт.</b>	<b>1</b>	<b>12</b>	<b>24</b>
Трудомісткість розкрою з використанням розкрійної машини, $T_{\text{рм}}$ , люд/год	5100	54 182	103 568
Економія трудомісткості, люд/год	7 650	81 283	155 352

Використання лазерних проекторів при викладенні препрега дозволяє скоротити трудомісткість укладання матеріалу до 30%, що становить  $\Delta T = T_{\text{укл}} \cdot 0,3$ . Аналогічно, трудомісткість укладання з урахуванням використання лазерних проекторів складе  $\Delta T = T_{\text{укл}} - T_{\text{лп}}$  (таблиця 5.6).

Таблиця 5.6 - Дані трудомісткості при розкрої з використанням лазерних проекторів

<b>Кількість літаків, шт.</b>	<b>1</b>	<b>12</b>	<b>24</b>
Трудомісткість укладання з використанням лазерних проекторів, $T_{\text{лп}}$ , люд/год	20 825	221 244	422 902
Економія трудомісткості, $\Delta T$ , люд/год	8 925	94 819	181 244

Сумарна економія трудовитрат за рахунок розкрою й викладення, отримана в результаті застосування розкрійних машин і лазерних проекторів показана у таблиці 5.7.

Таблиця 5.7 - Дані про сумарну економію трудомісткості

Кількість літаків, шт.	1	12	24
Сумарна економія трудомісткості, люд/год	16 575	176 092	336 596
Сумарна економія трудомісткості, USD	58 013	616 321	1 178 084

#### 5.4.2 Розрахунок економії матеріалів при використанні розкрійної машини

Коефіцієнт використання матеріалу без використання розкрійної машини (ручний розкрій) приймається рівним 0.7.

З використанням розкрійної машини, завдяки програмі оптимального розкрою, КВМ буде дорівнювати 0,92, що забезпечить 22% економії матеріалу. Виконавши розрахунки з використанням даних таблиці 5.3, одержимо економію матеріалів (таблиця 5.8)

Таблиця 5.8 - Дані про економію матеріалів з використанням розкрійної машини і їхньої вартості

Кількість літаків, шт.		1	12	24
Економія матеріалу, $G_{\text{економії матеріалу}}$ , КГ	вуглепластики	297	3 564	7 128
	склопластики	198	2 376	4 752
Економія коштів, USD	вуглепластики	53 460	641 520	1 283 040
	склопластики	23 760	285 120	570 240
Сумарна економія коштів по матеріалам, USD		77 220	926 640	1 853 280

Для одержання підсумкової економії в грошовому еквіваленті від застосування розкрійної машини й лазерних проекторів просумуємо дані в таблицях 5.7 і 5.8 відповідно й одержимо економію матеріалів і трудовитрат, отриману в результаті застосування розкрійних машин і лазерних проекторів у вартісному еквіваленті (табл. 5.9).

Таблиця 5.9 - Економія матеріалів і трудовитрат, отримана в результаті застосування розкрійних машин і лазерних проекторів:

Кількість літаків, шт.	1	12	24
Економія матеріалів, USD	77 220	926 640	1 853 280
Сумарна економія трудомісткості, USD	58 013	616 321	1 178 084
Сумарна економія, USD	135 233	1 542 961	3 031 364

#### 5.4.3 Визначення потрібної кількості обладнання (розкрійні машини та лазерні проектори) залежно від темпів серійного виробництва

Визначити необхідну кількість лазерних проекторів для забезпечення програми випуску літаків можна з наступної залежності:

$$Q_{\text{ЛП}} = \frac{T_{\text{ЛП}} \cdot K_{\text{исп}}}{q_{\text{роб.}} \cdot T_{\text{річн.}}} \quad (5.40)$$

де  $T_{\text{ЛП}}$  – скорочена трудомісткість укладання;

$K_{\text{вик.}}$  - коефіцієнт використання лазерних проекторів, рівний 0,7 (не всі деталі виготовляються з використанням лазерних проекторів);

$q_{\text{роб.}}$  - кількість людей, що працюють із одним проектором (прийнята рівною 4);

$T_{\text{річн.}}$  – річна трудомісткість одного робітника, люд.год. (становить 2004 люд.год.).

Підставивши дані з таблиці 5.6 у формулу 5.40, одержимо потрібну кількість лазерних проекторів залежно від серії випуску літаків (табл.5.10):

Таблиця 5.10 - Потрібна кількість лазерних проекторів

Кількість літаків, шт.	1	12	24
Кількість лазерних проекторів, шт.	2	19	37

Кількість розкрійних машин визначається зі співвідношення кількості лазерних проекторів до кількості розкрійних машин 12:1 (відповідно до практичних даних).

Таблиця 5.11 - Потрібна кількість розкрійних машин

<b>Кількість літаків, шт.</b>	<b>1</b>	<b>12</b>	<b>24</b>
Кількість розкрійних машин	1	2	3

Сумарні витрати при впровадженні ПЗ «FiberSim» і обладнання для автоматизації процесу виробництва деталей із ПКМ для забезпечення програми випуску літаків (12/24 літака в рік) наведені в таблиці 5.12.

Таблиця 5.12 - Сумарні витрати на впровадження ПЗ й обладнання

<b>Кількість літаків, шт.</b>	<b>1</b>	<b>12</b>	<b>24</b>
Кількість лазерних проекторів, шт.	2	19	36
Кількість розкрійних машин, шт.	1	2	3
Вартість обладнання, USD	270 720	939 390	1 390 400
Вартість 10 ліцензій ПЗ «FiberSim», USD	1 117 081		
Вартість робіт із впровадження ПЗ «FiberSim», USD	16 450		
Вартість робіт з монтажу обладнання, USD	8 950	62 950	119 900
Сумарні витрати, USD	1 413 201	2 135 871	2 643 831

Розділивши сумарну економію (табл. 5.9) на кількість літаків у серії випуску одержимо економію трудовитрат і матеріалів для кожного виготовленого літака від застосування розкрійної машини й лазерних проекторів у комплексі з ПЗ «FiberSim»:

- при темпі випуску 12 літаків/рік - 128 580 USD;
- при темпі випуску 24 літака/рік - 126 307 USD.

Різні періоди окупності від кожного літака при різних темпах виробництва (12/24 літака в рік) можна пояснити різною величиною трудомісткості, отриманою по кривій Райта.

Для визначення періоду окупності розділимо сумарні витрати з таблиці 5.12 на економію, одержувану при виробництві кожного літака від впровадження автоматизованого обладнання й комплексу пошарового моделювання при темпах виробництва 12/24 літака в рік.

Виходячи з отриманих значень, окупність інвестицій для програми 12 літаків/рік наступить після виробництва 17-го літака, для програми 24 літака/рік - після виробництва 21-го літака (рис. 5.2).

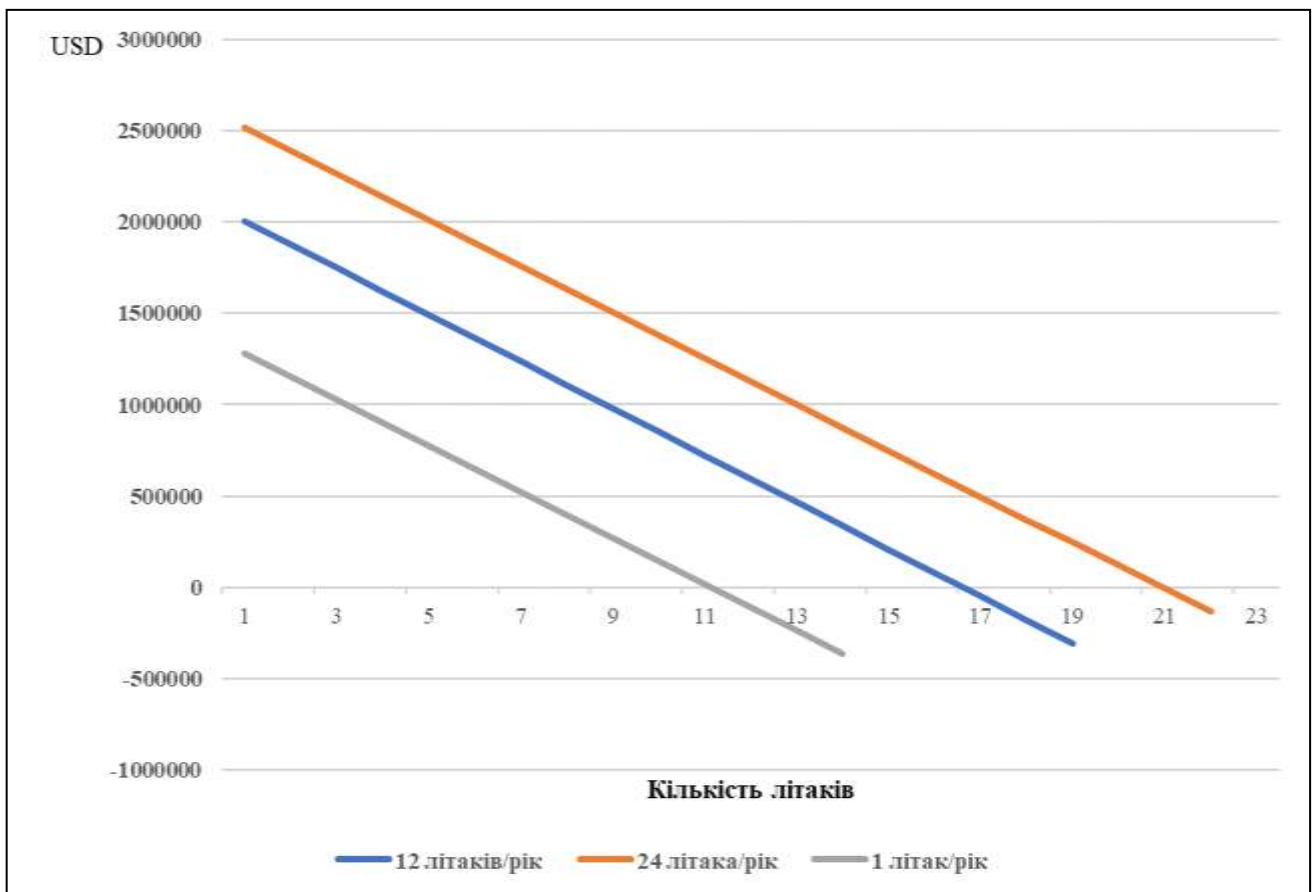


Рисунок 5.2 - Графік окупності обладнання в залежності від програми випуску літаків

Як практичний приклад, для підтвердження запропонованих допущень і методик, розглянемо практичний варіант виробництва агрегату крила транспорт-



ного літака з вуглепластика, що має велику (>100 шарів) кількість шарів зі складною схемою укладання - кінцева аеродинамічна поверхня літака (КАП) Ан-178 (рис. 5.3-5.4).

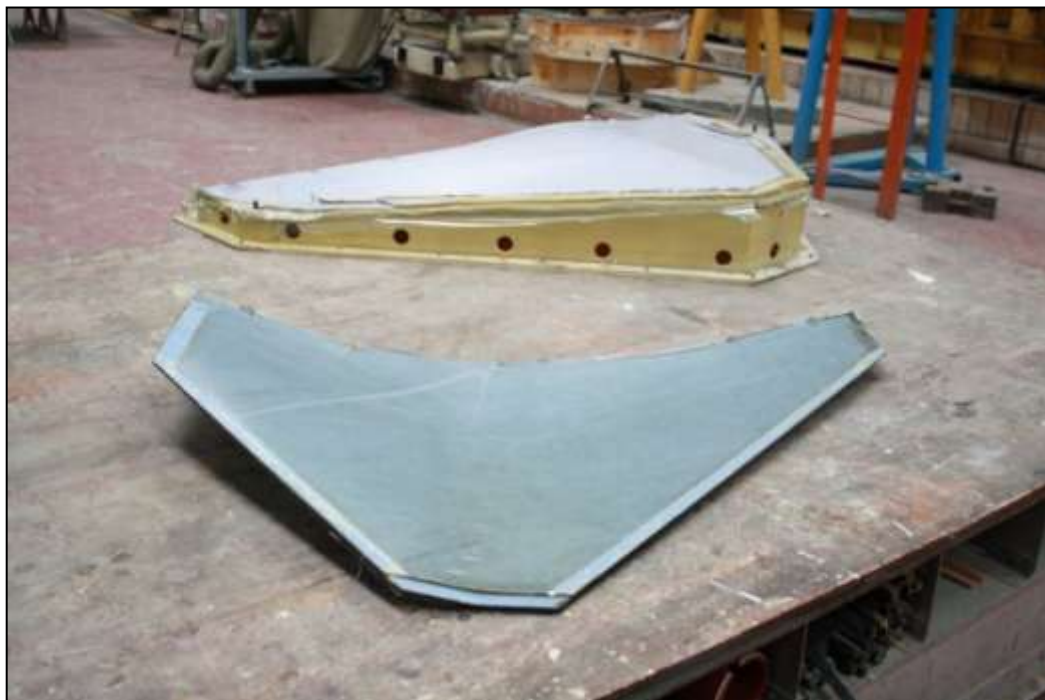


Рисунок 5.3 - Формоутворююче полімерне оснащення і зовнішня панель КАП



Рисунок 5.4 - Зовнішня панель КАП з вуглепластика

Перша КАП була спроектована традиційними методами проектування й виготовлена без застосування розкрійної машини й лазерних проекторів для па-

сажирського літака Ан-158 у 2008 році (рис. 5.5). Через спадкоємність агрегатів крила літаків Ан-158 і Ан-178 кінцева аеродинамічна поверхня не отримала конструктивних змін і була встановлена на літак Ан-178.



Рисунок 5.5–КАП крила пасажирського літака Ан-158

У 2020 році, під керівництвом автора був розроблений комплект електронної технологічної документації для виготовлення аналогічної КАП літака Ан-178 із застосуванням сучасних імпорتنих матеріалів, лазерних проекторів, розкрійної машини й пошарових електронних моделей.

У таблиці 5.13 наведені порівняльні дані по кількості матеріалу, трудомісткості й циклам виробництва КАП для однієї консолі крила.

Таблиця 5.13 - Порівняльні характеристики виготовлення КАП у різні періоди часу

<b>№ п/п</b>	<b>Порівняльна характеристика</b>	<b>КАП Ан-158 (2008 рік)</b>	<b>КАП Ан-178 (2020 рік)</b>
1	Кількість матеріалу, м <sup>2</sup>	86	62
2	Трудомісткість виготовлення однієї КАП, люд/год	380	252
2.1	- трудомісткість викладення, люд/год	190	126
2.1.1.	- трудомісткість розкрою, люд/год	57	28
2.1.2	- трудомісткість укладання, люд/год	133	98
3	Цикл виробництва, змін	9	6

Проаналізувавши дані, наведені в таблиці 5.12, можна відзначити, що при виготовленні панелі КАП для літака Ан-178 в 2020 році досягнуте зниження трудомісткості при розкрої матеріалу на 49% і отримане зниження трудомісткості при викладенні матеріалу на 26%, крім цього, цикл виробництва скоротився на 3 робочі зміни. Завдяки системі оптимального розкрою була досягнута економія матеріалу на суму орієнтовно 1000 USD для лівої консолі крила. Величина КВМ при розкрої вуглецевих препрегів на розкрійній машині склала 0,92. З урахуванням цього, можна зробити висновок, що отримані дані добре співвідносяться з допущеннями, які були прийняті для теоретичних розрахунків у розділі 5.3.

Таким чином, обґрунтовані можливість і перспектива автоматизації виробництва на прикладі тільки двох технологічних операцій - операції викладення й розкрою армуючих наповнювачів, а також показана ефективність, яку можна одержати внаслідок впровадження лазерних проекційних систем і розкрійного обладнання. Застосування зазначеного обладнання дозволяє забезпечити високу точ-

ність розкрою шарів деталей і їх позиціонування при викладенні на оснащення, що в результаті дозволить підвищити не тільки якість деталей із ПКМ і високий ступінь повторюваності деталей, але і їх фізико-механічні характеристики, точність їхньої установки й складання на літаку.

Запропоновано залежності для прогнозування необхідної кількості лазерних проєкторів і розкрійного обладнання для забезпечення серійного виробництва виробів з композитів. Зазначена економічна ефективність враховує витрати по впровадженню спеціалізованого програмного забезпечення для пошарового моделювання деталей з композитів.

Точність прогнозу у значній мірі буде залежати від серійної програми випуску літаків, динаміки росту вартості матеріалів і обладнання, економічних і інших факторів з якими буде пов'язане виробництво.

## **5.5 Перспективи зниження виробничих витрат завдяки реалізації технологій безавтоклавного методу формування виробів із ПКМ**

У наш час в авіабудуванні широко застосовується автоклавний метод формування (АМФ), у якому основним видом вихідного напівфабрикату є препрег, тобто реалізується препрего-автоклавна схема виготовлення. Однак зростаюче застосування, насамперед у серійному виробництві, знаходять і так звані безавтоклавні методи формування (БАМФ) – процеси трансферного або інфузійного формування в закритих формах (closed mould processes) [128,130,131,321-331] з такими відмітними унікальними ознаками: використання преформ, процесу інфузії сполучного у форми до граничного заповнення, застосування простих нагрівальних пристроїв для затвердіння ПКМ.

У порівнянні з препрего-автоклавними технологіями, мова йде не тільки про відмінність у складі етапів процесу, але й у їх послідовності. У багатьох випадках БАМФ – це процеси прискореного виготовлення із ПКМ форморозміростабільних конструкцій з метою зниження загальних витрат у порівнянні із традиційними методами. Тому природно, що одними з причин пошуку й вагомим застосування ефективних альтернативних методів безавтоклавного формування виробів із ПКМ, у т.ч. великогабаритних конструкцій, стали тривалість, значна трудомісткість і висока вартість процесу автоклавного формування. Висока також вартість автоклавного й пов'язаного з ним додаткового устаткування.

Тому вже більше десяти років у численних дослідженнях іде пошук заміни складної технологічної системи умовно й спрощено позначуваної «препрег → АМФ» на систему «преформа → БАМФ». У якості преформ (напівфабрикати деталей у вигляді сухих заготовок, пакувань і т.п.) широко використовуються текстильні матеріали, утворюючи клас текстильних конструкційних композитів. При їх виготовленні широко використовується автоматизована технологія плетива, наприклад, 3-розмірно-армовані методи плетива: ПКМ, а також у ряді випадків прошивання з метою запобігання деламінації багатошарових ПКМ.

Застосовуються й комбіновані методи виготовлення складно-складених авіаційних конструкцій, що поєднують, наприклад, дві системи, тобто («препрег → АМФ» і «преформа → БАМФ»). Має місце також і схема «преформа → АМФ» [142].

Таким чином, застосування методів БАМФ (таблиця 5.13) і серед них методів трансферного та інфузійного формування, таких як RTM, VARTM, LRI, RFI та ін., означає перехід від комплексу препрего-автоклавних технологій до іншого комплексу технологій, а саме, одержання преформ із наступними супутніми технологіями упорскування (інжекції, нагнітання, імпрегнування) сполучного в ці преформи (у вигляді армуючого каркасу формованих конструкцій із ПКМ) за один технологічний цикл.

У зв'язку із цим БАМФ є ключовою складовою бенчмаркінгу передових авіаційних технологій. Поряд з підвищенням продуктивності й зниженням енерговитрат ці технології більш екологічні й у процесі виробництва утворюють меншу кількість відходів [332]. Тому державна підтримка дозволила б подолати істотне відставання в цій передовій області створення конструкцій із ПКМ.

Нижче проведений аналіз і узагальнення досвіду закордонних дослідних центрів і великих авіаційно-господарських корпорацій [144] в області БАМФ як фактору подальшого технологічного розвитку композитного авіабудування.

У таблиці 5.14 наведена загальна структуризація основних процесів формування авіаконструкцій із ПКМ, зі збереженням при цьому загальноприйнятих у світовій практиці позначень.

Внаслідок відмінності численних процесів БАМФ нижче представлена їх спрощена структуризація, що включає три взаємозалежні класи:

- клас М (Material), що характеризує вид використовуваних матеріалів, напівфабрикатів (препрег, преформа та ін.);
- клас Т (Tool), що характеризує вид і укрупнену структуру формотворного оснащення;
- клас Е (Equipment), що визначає вид використовуваного устаткування.

По цих трьох класах вводиться код для загального (об'єднаного) класу з позначенням  $K_{mte}$ , де три нижні індекси «m», «t», «e» при K суть групи відповідних класів:  $m_i \in M$ ;  $t_i \in T$ ;  $e_i \in E$  ( $i=1,2,\dots, n$ ).

Таблиця 5.14 – Порівняльні характеристики методів формування<sup>1)</sup> АМФ і БАМФ

Метод формування		Різновиди методу формування	Напрямок течії сполучного	Технологічний код	Оціночні експертні індекси зі зростанням від 1 до 5		
					вартість матеріалу	технічна складність	
Автоклавний (препрегова технологія)			2D, 3D або трансверсальное	K <sub>141</sub>	3	2-3	
Closed mould processes (технологія упорскування в закритих формах)	LCM – Liquid Composite Moulding	RTM Resin transfer molding Трансферне формування (Формування методом упорскування сполучного під тиском)	Standart RTM	3D	K <sub>212</sub>	2-5 (3D текстура)	2-5 (3D текстура)
			RTM Light	3D	K <sub>222</sub>	1	1
			VARTM	3D	K <sub>222</sub>	1	1
		LRI Liquid Resin infusion Інфузійне формування на основі рідких сполучних	SCRIMP SMPI VAP vacuum-assisted process	3D або трансверсальное	K <sub>232</sub>	3	3
		RFI Resin Film infusion Інфузійне формування на основі плівкових сполучних		Трансверсальное (тонкостінні деталі)	K <sub>341</sub>	4	2
	<sup>1)</sup> При позначенні процесів формування використовується загальноприйнята у світовій практиці аббревіатура термінів англійською мовою. D позначає розмірність (dimension)						

У класі M виділено три групи:  $m_1 =$  – препрег;  $m_2 =$  – преформа + рідке сполучне;  $m_3 =$  – преформа + плівкове сполучне.

У класі Т виділені групи:  $t_1$  = – жорстке оснащення (типу металевих прес-форм) із двома сполученими половинами;  $t_2$  = – оснащення із ПКМ аналогічне попередньому;  $t_3$  = – оснащення з масивною нижньою металевою частиною й верхньою гнучкою діафрагмою багаторазового використання, що має форму деталі;  $t_4$  = – жорстка (монолітна або каркасна) форма із застосуванням у процесі формування тонких цулаг і вакуумного мішка (герметична плівка або тканина).

У класі Е найбільш характерними групами є:  $e_1$  = – автоклави;  $e_2$  = – преси, у т.ч. спеціалізовані формозатискні РТМ-преси;  $e_3$  = – печі;  $e_4$  = – оснащення, що обігривається (форма, прес-форма й ін.).

У таблиці 5.13 наведені характерні методи й види формування конструкцій із ПКМ з урахуванням наведених вище ознак. Тут же представлені експертні індекси вартості матеріалів і технологічної складності здійснення процесів їх виготовлення [329,333].

Введення просторового каркасу дозволяє значно поліпшити характеристики ПКМ. Вдається збільшити опір композитів на зрушення і при поперечному відриві, підвищити довговічність матеріалу. Використання текстильної технології виготовлення композитів з просторовим армуючим каркасом дозволяє усунути вкрай небезпечний для конструкції вид руйнування - розшарування композитів, викликане міжшаровою напругою [334, 335].


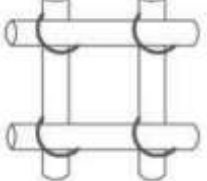
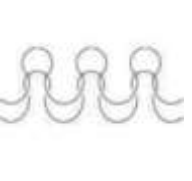


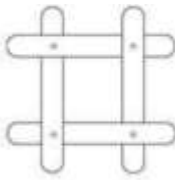
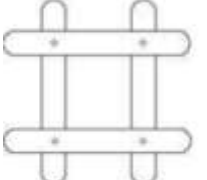
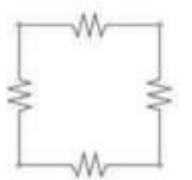

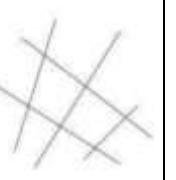
Структуру текстильного напівфабрикату необхідно спроектувати таким чином, щоб задовольнити вимогам, пов'язаним з безліччю різних технологічних впливів, яким піддається напівфабрикат при переробці в композит. Залежно від процесу переробки та виду композитного виробу текстильний армуючий напівфабрикат може мати, наприклад, або високу розмірну стабільність, або помірне формування, або здатність приймати потрібну форму при глибокій витяжці-формоутворенні.

Основними типами структур текстильних матеріалів, які володіють необхідними властивостями з точки зору композитної технології, являються одно- або багат шарові тканини, трикотажні (в'язані), плетені і неткані структури, схемати-



чно показані в табл. 5.15.

Таблиця 5.15 – Порівняння основних типів структур текстильних матеріалів

	Тканина с перехрещеними нитками	Незвита багатоаксіальна тканина	Трикотаж	Плетення	Нетканий матеріал
Складовий елемент	Нитка	Нитка	Нитка	Нитка	Волокно
Спосіб утворення	Перехрещування	З'єднання тонкою ниткою	Переплетення	Переплетення	З'єднання за допомогою склеювання
Геометрія					
Моделі елементарної комірки					
Орієнтація	Ортогональна	$0/90/\pm 45/45/90/\pm 45$	Непрямолінійна	Решітчаста	Хаотична
Довжина	Коротка	Середня	Велика	Коротка	Дуже коротка
Неперервність	Неперервна	Неперервна	Дискретна	Неперервна	Та чи інша
Рухомість	Обмежена	Підвищена	Дуже велика	Обмежена	Дуже незначна
Зачеплення	Гнучке	Обмежене	Рухоме	Обмежене	Жорстке

Тут до багатоаксіальних незвитих тканин відносять пов'язані прошивкою (перев'язкою) кількох односпрямованих шарів, при цьому кожен з цих шарів по-

вернутий один відносно одного на певний кут, створюючи по товщині ПКМ багатоаксіальну структуру.

Значну частину загальної вартості композиційних матеріалів становлять виробничі витрати. У зв'язку з цим вживаються заходи, спрямовані на здешевлення технологічних процесів виробництва композиційних текстильних тканин.

Передовим напрямом, який пропонує нові можливості управління архітектурою волокна, є технологія багатоаксіальної основов'язаної тканини [multiaxial warp knit (MWN) process]. Як правило, така тканина включає в себе від двох до чотирьох шарів прямих пасм волокна, утримуваних разом по товщині. Процес виготовлення включає в себе операцію розміщення односпрямованих шарів волокна з подальшою їх перев'язкою. Загальна вага прошивального матеріалу становить близько 1% загальної ваги тканини. Волокна кожного шару можуть, наприклад, орієнтуватися в наступних напрямках: основа - ( $0^\circ$ ), сусідній шар ( $90^\circ$ ) або під кутом, який зазвичай становить від  $30^\circ$  до  $60^\circ$ . На відміну, наприклад, від двонапрямлених плоских тканин, одержуваних за технологією перехрещення ниток (нитка в площині тканини перевивається шляхом переплетіння з іншими нитками), кожен шар багатоаксіальної основов'язаної (прошитої) тканини зберігає в кожному своєму несному шарі характеристики односпрямованого волокна. Такі структурно складні тканини називають ще незвитими тканинами (non-crimp fabric) (рис. 5.6). Тоді тканини з перехресними нитками в її площині відносять до звитих тканин (crimp fabric). Оскільки численні шари тканини викладаються (з'єднуються) відразу в один прийом у вигляді пакету, процес виробництва композиційних деталей істотно спрощується. У порівнянні з плетеними композиційними тканинами, незвиті тканини мають більш високі механічні властивості, особливо при стисненні, що обумовлено тим, що при їх виробництві виключені перегини волокон. Композитні вироби з незвитих тканин можуть виготовлятися із застосуванням багатьох традиційних технологій, а також методами RTM, VaRTM, RFI і ін.

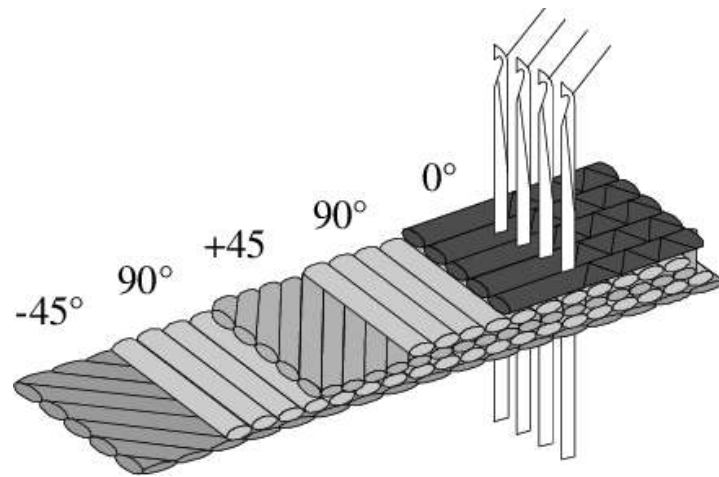


Рисунок 5.6 – Схема укладання волокон незвитих тканин (non crimb fabric)

Звичайно метод RTM визначається як упорскування сполучного під тиском у форму через її зовнішні інжекційні портали (один або декілька). При цьому у форму попередньо міститься, як правило, суха текстильна заготовка (преформа) у вигляді текстильного каркасу (на основі тканин, плетив і інших передових текстильних структур). Можливість здійснення процесу течії сполучного через спроектовану преформу для складних конструкцій досліджується за допомогою комп'ютерної моделі.

Як правило, форми попередньо нагрівають. Тому, застосовуючи формування за допомогою упорскування сполучного, можна знизити тривалість виробничого циклу від декількох днів, звичайно необхідних при застосуванні ручного викладення препрега з наступним затвердінням викладеного пакета в автоклаві, до декількох годин. Таким чином, після введення сполучного затвердіння деталі проводиться або в попередньо підігрітій формі або в печі (а не під тиском в автоклаві).

У підсумку метод RTM, як й інші методи БАМФ, у порівнянні із традиційними препреговими технологіями, прийнятими в аерокосмічній галузі, має ряд переваг:

- зменшення трудомісткості одержання просоченої заготовки, особливо складної форми, і більші можливості створення інтегральних конструкцій у

порівнянні із препреговими технологіями;

- перехід від складної, енергоємної й кошовної операції автоклавного формування на більш прості, менш тривалі й менш енергоємні операції затвердіння виробів (наприклад, у підігрітій формі або в печі). Природно, що при наявності великого парку автоклавів, їх можна використовувати для виготовлення деталей і за технологіями упорскування;

- одержання хорошої якості й точності всіх поверхонь деталей, що формуються, без наступного їх доведення, тоді як в автоклаві хороша якість досягається в багатьох випадках лише на одній поверхні деталі;

- екологічна чистота процесу.

У багатьох джерелах відзначають три основні типи RTM з наступними аббревіатурами:

- RTM – класичний, стандартний або важкий RTM;

- LRTM (Light RTM) – легкий RTM;

- VaRTM (Vacuum-assisted Resin Transfer Molding), тобто упорскування (інжекція) сполучного у форму за допомогою вакууму. У свою чергу, VaRTM має ряд різновидів.

Ці три основні типи відрізняються за низкою ознак. Одним з головних є величина тиску при упорскуванні сполучного. Для стандартних RTM-процесів цей тиск є максимальним і може досягати рівня 1 МПа, в LRTM для інжекції використовується або вакуум, або вакуум у комбінації з низьким пресовим тиском, а в VaRTM подача сполучного у форму відбувається тільки з використанням вакууму. Деякою мірою до процесу LRTM може бути віднесений і процес VARI (Vacuum Assisted Resin Infusion).

Серед зазначених вище різновидів, найменше застосування в авіабудуванні має LRTM через низький ступінь наповнення (армування) ПКМ [127].

Успішне здійснення RTM-процесів неможливе без наявності широкого класу сполучних, придатних до просочення різної складності преформ і наступного короткочасного формування конструкцій із ПКМ.

Спрощена технологічна схема методу RTM наведена на рис. 5.7 [34].

Відмітною рисою в процесах RTM, у порівнянні з автоклавним формуванням, є встановлення в об'ємі форми гідростатичного тиску, величина якого визначається з умови достатності для здійснення об'єднання шарів пакета й унеможливлення процесу утворення порожнеч, що може відбутися, коли в процесі затвердіння виділяються газоподібні речовини.

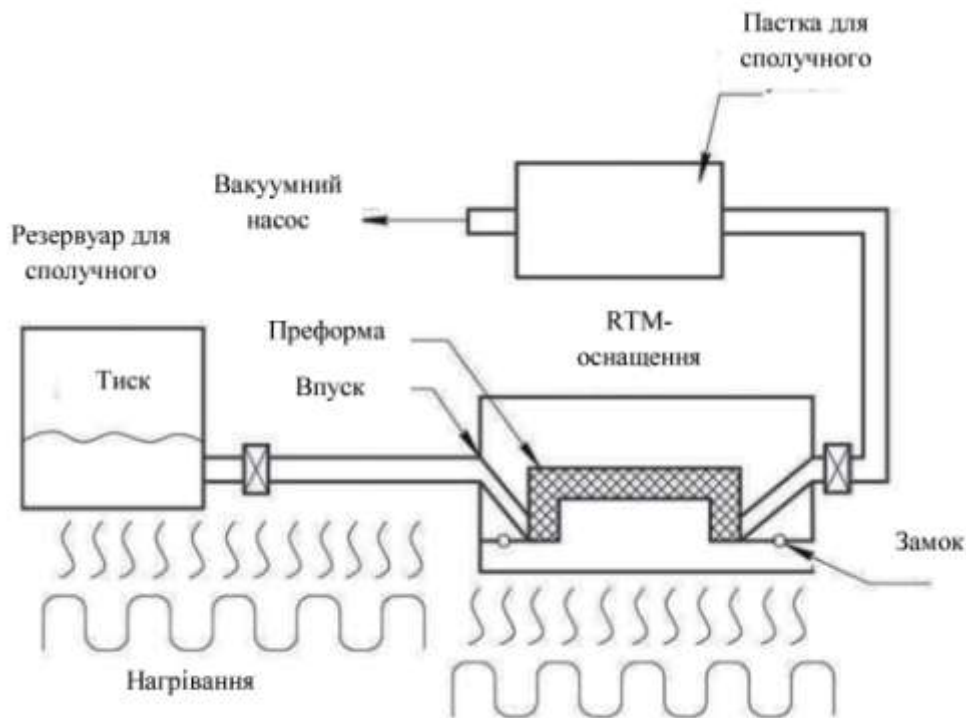


Рисунок 5.7– Схема RTM-процесу

При виборі сполучного велике значення має його в'язкість і життєздатність у температурному інтервалі проведеного процесу формування. На вибір характеристики в'язкості впливає й специфіка конструкції, що формується, а також необхідний ступінь наповнення ПКМ.

При низькому наповненні (близько 40 %) динамічна в'язкість сполучного за даними [34] може становити близько 3500 сантипуаз (сП). У той же час високий ступінь наповнення, який характерний і необхідний для агрегатів ПС ТК із ПКМ, може бути реалізований при динамічній в'язкості сполучного в інтервалі 100...500 сП [34]. Важливі також і температурні умови проведеного процесу.

Наприклад, для збереження життєздатності сполучного температура, при якій відбувається його інжекція у форму, повинна бути нижчою від температури

попередньо нагрітої форми. Тому для оптимального проведення процесу звичайно використовують ізотермічні криві динамічної в'язкості застосовуваних сполучних (рис. 5.8) [34], [141], їх широко використовують і при моделюванні процесів.

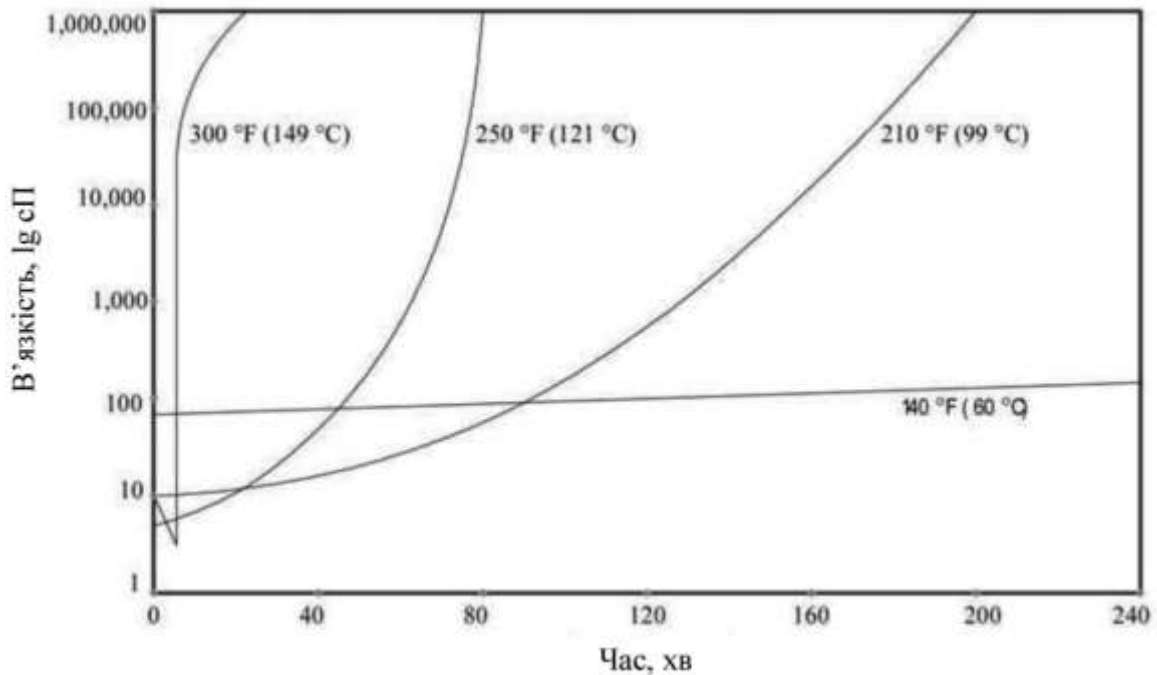


Рисунок 5.8 – Типові ізометричні криві динамічної в'язкості сполучних, використовуваних при проведенні RTM-процесів

Форми для RTM-процесів звичайно виготовляють із алюмінієвих сплавів або сталей, але в прототипах використовують також пластик або дерево. Вартість форм варіюється залежно від складності й розмірів деталей від \$ 2000 до \$ 50000.

Відповідна металева форма й RTM-процес можуть забезпечити величину показника вмісту армуючих волокон, рівну 58 %, а величину пористості, рівну 0,5 % або менше.

Більш важливою в методі RTM є висока якість аеродинамічних поверхонь. Тут досягається величина допуску на непаралельність профілю, що дорівнює  $\pm 0,2$  мм. В результаті, цілісна конструкція дає можливість істотно знизити трудомісткість виготовлення, оскільки тут відсутній процес вигладжування (вирівнювання) поверхні деталей із застосуванням великого обсягу ручної праці.

За допомогою процесу RTM виробляються деталі, які мають такі форми,

які неможливо отримати шляхом викладення препрегу з наступним автоклавним формуванням без проведення при цьому всебічної подальшого доопрацювання.

Для літального апарату F-22 Raptor компанією Matrix Composites Incorporated за допомогою RTM-процесу і з використанням вуглецевих наповнювачів і бісмалеїмідного сполучного виготовлені довгомірні профільні конструкції з каналами, що мають С-подібний профіль.

У каналах конструкцій раніше при використанні препрегів утворювалися глибокі складки через наявність крутих ухилів (drop off) або навіть в перетинах, що плавно змінюються. Велика кількість шарів, що укладаються в цю вигнуту конструктивну форму, при формуванні в автоклаві має тенденцію утворювати в кутах складки типу «bridge», що створюють в прилеглий до кутів області пористість, дефекти і іншого виду небажані наслідки. При використанні методу RTM ці недоліки не спостерігаються.

Метод VaRTM (просочення сполучним за допомогою впливу вакууму) є одним із трьох-чотирьох альтернативних методів формування, які виключають використання автоклавів[320,336,337]. Схема процесу представлена на рис. 5.9 [338]. Метод нараховує велику кількість різноманітних родинних процесів просочення сполучним, що стали методами широкого застосування в таких галузях промисловості як суднобудування, засобах пересування й транспорту, у будівництві та ін.

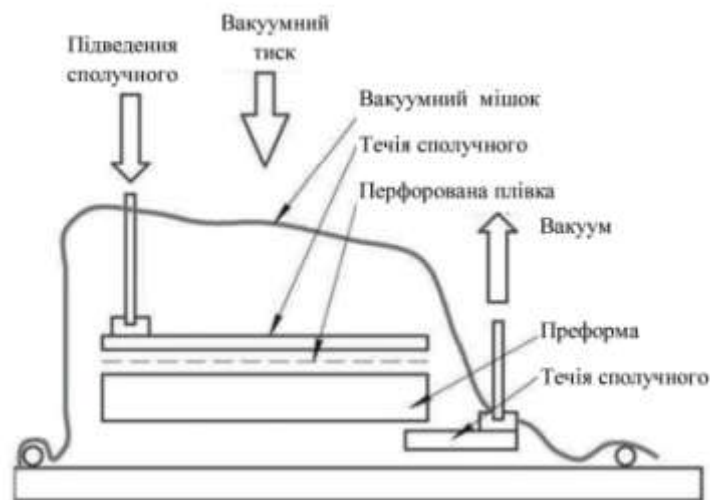


Рисунок 5.9 – Схема VaRTM-процесу

Ці процеси мають кардинальні відмінності від технологічних процесів, розрахованих на використання препрегів, що полягають, головним чином, у тому, що армуючі волокна армуючого матеріалу й заповнювача середнього шару тришарової конструкції укладаються в сухому стані у формувальне оснащення (форму) і потім вакууюються під вакуумним мішком. Потім проводиться введення рідкого сполучного за допомогою одного або декількох портів, розташованих у формі. Сполучне за допомогою вакууму просочується через армуючі волокна тіла заготовки за допомогою серії спроектованих каналів, тобто має місце ретельним чином виконуваний процес інфузії рідкого сполучного.

На противагу методу автоклавного формування, при проведенні VaRTM-процесу високого тиску не потрібно. Порівняно недороге оснащення, необхідне для реалізації методу VaRTM, дозволяє виготовляти складні деталі заціло, за один раз, і з невеликою вартістю.

Удосконалені VaRTM-процеси, що рекомендовані для виготовлення авіаційних елементів конструкцій, мають назви й позначення «A-VaRTM» (Advanced VaRTM) [131,143], «H-VaRTM» (Heated VaRTM) [123] або «HyPerVaRTM» [130]. Якщо для традиційних VaRTM звичайний ступінь наповнення характеризується величинами від 40 до 50%, то, наприклад, метод H-VaRTM забезпечує ступінь наповнення від 50 до 59% [138].

До варіацій VaRTM слід віднести й процес CAPRI (Controlled Atmospheric Pressure Resin Infusion) [330]. Цей процес досить широко використовується й досліджується корпорацією Boeing.

Процес CAPRI більш контрольований і керований у порівнянні із традиційним VaRTM і відносно здійснення етапів процесу (інфузія, течія сполучного, пресування), більш точного часу процесу, кінцевого значення об'ємного наповнення й товщини ПКМ.

В [339] відзначається, що відхилення по товщині ПКМ у конструкції не перевищує 1%. Цей процес забезпечує також більш високий ступінь наповнення та ін. Корпорація Boeing для досягнення зазначених переваг використовує модифікування процесу як відносно одержання преформ (структура, механічні власти-



вості), так і їх проникності в процесі інфузії сполучного й ін.

Цей процес дає можливість одержувати точні розміри деталей, виготовляти складні деталі з високою якістю поверхні й низьким вмістом порожнеч і пор. Він також дозволяє, в остаточному підсумку, одержувати всі поверхні деталі гладкими.

При застосуванні вдосконалених методів VaRTM величина вмісту армуючого волокна, що дорівнює 60 відсоткам, може бути досягнута на односпрямованих тканинах, 56 відсотків може бачь досягнуто на плетених структурах. В якості порівняння, при обробці препрегів в автоклаві ці параметри дорівнюють відповідно 62 та 58%.

Жорсткість деталей, виготовлених методом формування за допомогою всприску сполучного за допомогою вакууму, пропорційна величині показника змісту армуючого волокна. Тому, в порівнянні зі структурами, відформованими в автоклаві, величина показника жорсткості буде знижуватися приблизно на 3...4%. При цьому в [256] відзначається, що важливими є і інші параметри, такі як одержуваний загальна вага конструкції, час виготовлення, якість одержуваної поверхні і, звичайно ж, вартість по всіх її складових.

Фактично, обираючи тип виробництва деталі, що не припускає застосування автоклава, вирішується багатопараметричний рівняння, за допомогою якого визначається можливість отримання виграшу за однією або декількома вище перелічених категорій. Цей виграш може забезпечити загальні переваги і дохід для споживача, що перевершує втрати від помірної величини зниження якості.

Для методу A-VaRTM характерні наступні п'ять етапів:

- 1) отримання заготовки преформи (з необхідними механічними властивостями та драпіруемості, що забезпечує отримання заданої форми деталі без складок);
- 2) нанесення дисперсного термопластичного матеріалу для місцевого склеювання при формуванні з них об'ємної преформи (попередньої каркасної форми деталі);
- 3) компактування (переважно теплове) зібраних заготовок для отримання

попередньої форми каркаса деталі, наприклад, П-образного лонжерона або Т-образного стрингера і ін. ;

4) інфузія сполучного та його затвердіння.

Множинність елементів, складність преформи з одночасною вимогою високого ступеня армування ПКМ, викликають вимоги в попередньому комп'ютерному моделюванні процесу [158-159] з метою визначення його здійсненності і оптимізації (рис. 5.10).

Для традиційного VaRTM додаткове застосування термопластичного дисперсного матеріалу і пов'язаного з ним етапу компактування преформи нехарактерно.

Метод CAPRI також як і A-VaRTM включає п'ять етапів, але замість дисперсних термопластичних частинок використовується нетканий матеріал вуального типу з тонких термопластичних волокон.

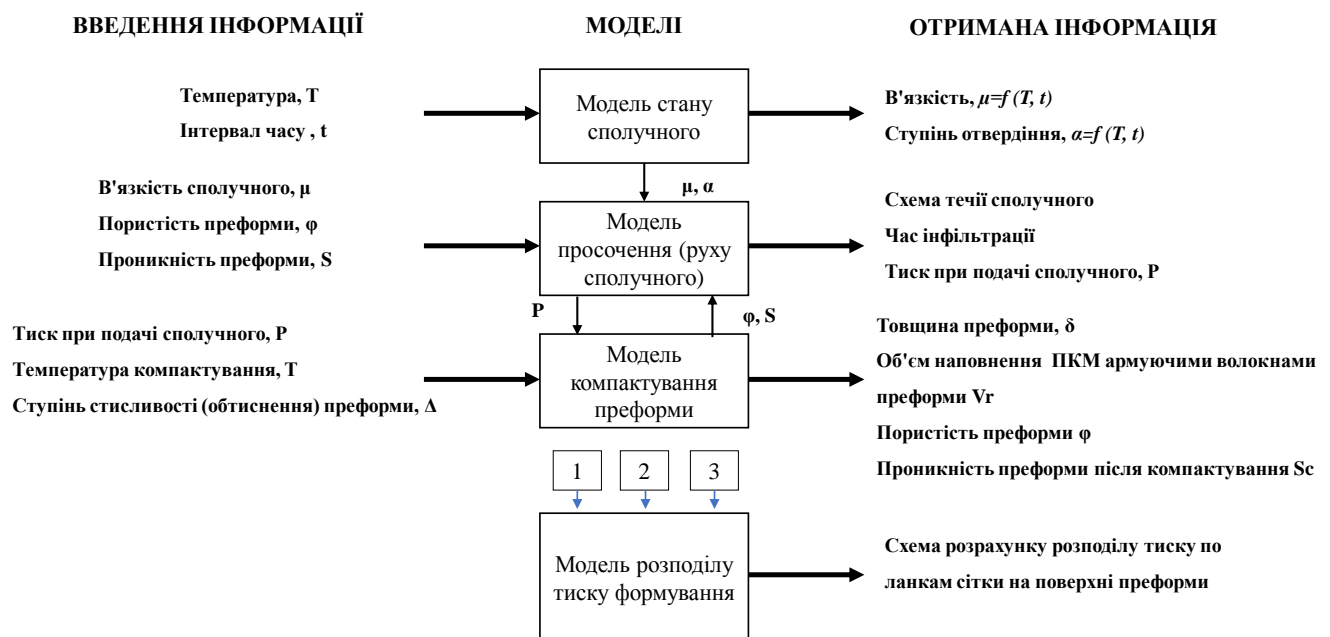


Рисунок 5.10 – Алгоритм моделювання безавтоклавного процесу формування

У таблиці 5.16 наведені порівняльні механічні характеристики зразків

ПКМ, отриманих автоклавним методом і методом A-VaRTM. В обох випадках у якості наповнювача використовувалася не звита тканина марки C284319DP на основі середньо-модульних вуглеволокон TS00SC-24K-10E, поверхнева густина тканини становить 190 г/м<sup>2</sup>.

Таблиця 5.16 – Зіставні механічні характеристики ПКМ, отримані двома альтернативними методами

Характеристики	Температурні умови	T800S/TR-A36 A-VaRTM	T800S/TR-A36 препрег
Міцність за розтягу, МПа	RT	2890	2960
Модуль пружності за розтягу, ГПа	RT	150	153
Міцність за стиску, МПа	RT	1570	1500
	82 °C, Wet	1250	1280
Міцність зразка з концентратором (отвором) за розтягу, МПа	RT	519	500
	-59°3	473	448
Міцність зразка з концентратором (отвором) за стиску, МПа	RT	295	298
	82 °C, Wet	238	236
Міцність за стиску після ударного ушкодження (30,5J), МПа	RT	277	300
Міцність за стиску після ударного ушкодження (40,7J), МПа	RT	248	272
<i>RT – кімнатна температура, Wet – вологе середовище</i>			

У таблиці 5.17 представлені результати випробувань корпорації Boeing [269].

Таблиця 5.17 – Зіставні характеристики міжшарово зміцнених зразків ПКМ, виготовлених за базовою препреговою технологією й за технологією VaRTM з використанням преформ

Характеристики	Prepreg Based Targets	Boeing Toughened-Preform Technology	
Тип вуглеволокна	IM	SM	IM
Fiber Areal Weight per ply (gsm) <sup>1)</sup>	190	190	190
Тип міжшарового матеріалу	Дисперсний наповнювач	Melt-Spun Veil	Melt-Spun Veil
Процес	Автоклав	CAPRI	CAPRI

Продовження таблиці 5.17

Характеристики	Prepreg Based Targets	Boeing Toughened-Preform Technology	
Міцність за стиску після ударного ушкодження, МПа	279	283	272
Міцність зразка із центральним отвором за стиску, МПа	290	311	316
Міцність зразка із центральним отвором за стиску у тепловологому середовищі, МПа	214	Петропольский В.С.	237
Товщина шару, мм	0,191±0,01	0,194	0,198
<sup>1)</sup> Очевидно, це лінійна щільність волокна в кожному шарі, але, на думку автора, це все-таки друкарський помилка й мова йде про прийняту в цьому випадку одиниці виміру g/m <sup>2</sup> .			

Тут зіставлені характеристики епоксивуглепластиків, виготовлених за схемою «препрег з дисперсним наповнювачем → автоклав» із цими ж характеристиками ПКМ, але вже виготовленими методом VaRTM (CAPRI) з використанням міжшарового зміцнених преформ розробки корпорації Boeing (під назвою «Boeing Toughened Preform Technology»).

Метод інфузійного формування LRI (Liquid Resin Infusion) включає три основних типи: SCRIMP (Seeman Composites Resin Injection Moulding Process); SMPI (Semi Permeable Membrane infusion); VAP (vacuum assisted process) (табл. 5.13).

Зазначений метод характеризується стратегією інжекції сполучного, а також конструкцією оснащення, що складається з жорсткої охоплює частини форми (Rigid female mould) і пов'язаною з нею гнучкою мембраною з термопласту або силіконової гуми. Стандартна схема SCRIMP-процесу приведена на рис. 5.11 [328]. Типова схема з бічним підведенням (інжекцією) сполучного для LRI-процесу приведена на рис. 5.12 [145].

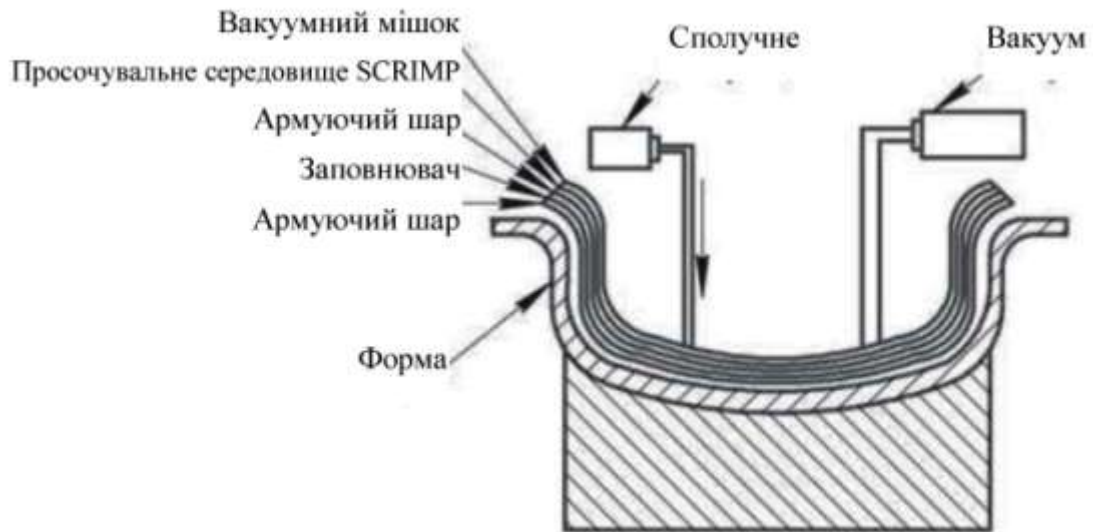


Рисунок 5.11 – Схема SCRIMP-процесу

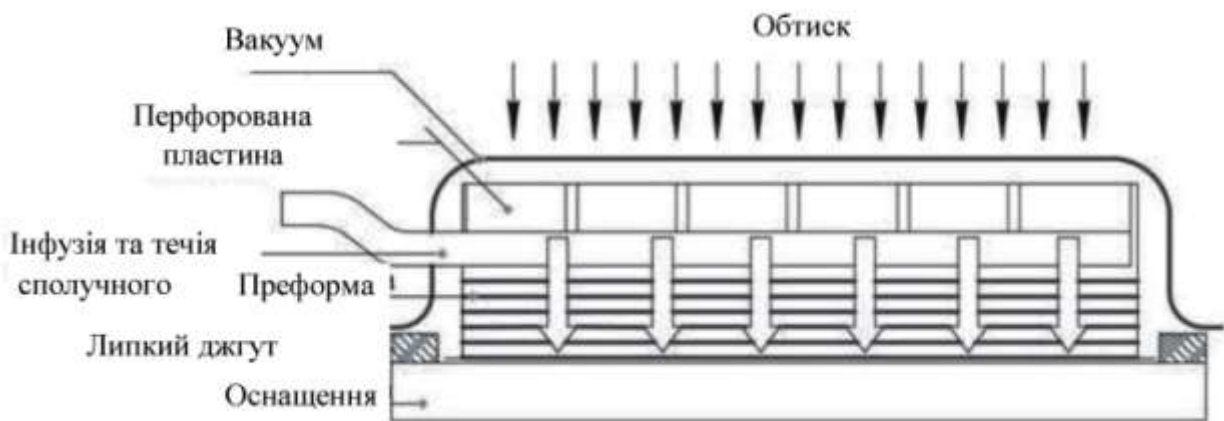


Рисунок 5.12 – LRI-процеси з бічним підведенням сполучного

Метод RFI (Resin Film Infusion, таблиця 5.13) відноситься до процесів трансверсального нагнітання у закритих формах з використанням преформ і плівкового сполучного [337], має відмінності й певні переваги перед методом RTM [146]. Пресування вимагає наявності компактної преформи, а проникнення сполучного відбувається одночасно по всій її поверхні, як і при автоклавному формуванні. Використовуються сполучні з високими фізико-механічними властивостями й високою в'язкістю розплаву. Проникнення сполучного, злиття всіх компонентів в одне ціле й отвердіння деталі відбувається в одноопераційному процесі.

На рис. 5.13 представлено дві практичні схеми: для формування плоского й об'ємного пакетів [145,340]. Друга схема через складність припускає використання автоклава як для просочення заготовки преформи, так і для формування конструкції. Базисна схема формування ребристої панелі RFI-методом представлена в [329].

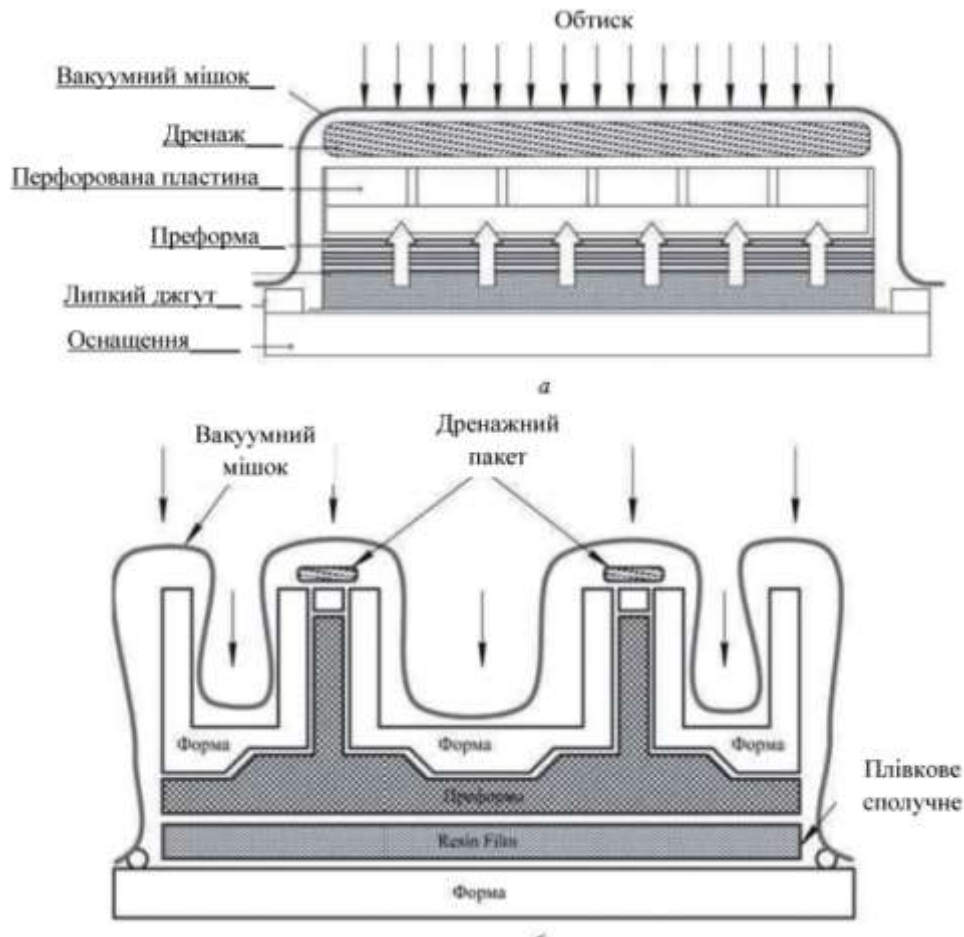


Рисунок 5.13 – Метод RFI. Інфузійне формування на основі плівкових сполучних: а – плоский пакет; б – об'ємний пакет

За даними фірми GKN Aerospace процес RFI може привести до зменшення витрат на виробництво на 30%.

Використання процесу RFI має ряд переваг, тому що він дозволяє виготовляти деталі з укладених сухих заготовок, попередньо скріплених адгезивом і в багатьох випадках також і прошиванням їх ниткою, що забезпечує підвищення механічних властивостей. Крім того, процес RFI у багатьох випадках дозволяє робити полімеризацію або в сушильній печі, або у формі, що підігрівається. Саме

останнє дає найбільший виграш, тому що це не висуває обмежень до габаритів деталей, що виготовляються.

Технологія RFI полягає в пошаровому викладенні сухих армуючих наповнювачів і ПС, взятих в певному масовому співвідношенні. При нагріванні під впливом вакуумного тиску відбувається розплавлення сполучного і його просочування в структуру армуючого наповнювача. Прикладів застосування плівкових сполучних досить багато.

З іноземних літературних джерел відомо, що однією з найбільших конструкцій, виготовлених за технологією RFI із застосуванням ПС, є задня стулка грузолітка літака А-400М європейського концерну «AIRBUS» [341]. Перевагою плівкових сполучних є також те, що на відміну від інших типів сполучних їх можна використовувати як для виготовлення монолітних, так і тришарових конструкцій, причому в тришарових конструкціях плівкові сполучні використовують як для ламінування шарів армуючих наповнювачів, так і в якості плівкового клею для з'єднання стільникового заповнювача з обшивками.

Дослідження технологічних властивостей плівкових сполучних і міцності ПКМ на їх основі є актуальним завданням, при вирішенні якого потрібно визначити області застосування деяких типів плівкових сполучних в конструкціях літаків із забезпеченням вимог, що пред'являються до застосовуваних в даний час паспортизованих матеріалів.

Як показала практика, RFI найбільше підходить для відносно тонких деталей простої конфігурації, бо тонка плівка легко наноситься на плоскі форми або з малою кривизною, а після нагрівання й прикладання тиску сполучному потрібно пройти всього кілька міліметрів, щоб просочити суху текстильну заготовку (преформу). У той же час для товстостінних конструкцій з більш складною геометрією краще підходять інші процеси технології вприску, наприклад, RTM.

Технологічний процес виготовлення деталей із застосуванням плівкових сполучних простий, продуктивний і не вимагає спеціального устаткування і пристосувань. Крім цього:

- застосування плівкових сполучних виключає використання розчинних

сполучних, що містять токсичні розчинники, і процес просочення наповнювачів, що дозволяє поліпшити умови праці та безпеку виробництва;

- застосування плівкових сполучних дозволяє забезпечити стабільний відносний вміст компонентів в пластику з досить високим ступенем наповнення, при цьому зберігається герметична структура матеріалу без наявних пор;

- застосування плівкових сполучних дозволяє отримувати пластики з досить високими характеристиками міцності при оптимальному вмісті компонентів;

- температурно-часовий режим термообробки плівкових сполучних є значно менш енергоємним у порівнянні з режимами переробки ПКМ по препреговій технології, що дозволяє отримати суттєвий економічний ефект від їх застосування і скоротити технологічний цикл виготовлення деталей.

З метою більшої наочності представленого запозиченого з літературних джерел матеріалу нижче в табл. 5.18 наведені дані про застосування методів БАМФ при виготовленні авіаконструкцій з ПКМ. Очевидно, що за своїм обсягом ці узагальнені дані далеко не вичерпні, оскільки:

- розглянуто порівняно невелику кількість джерел інформації, а отже і типів літаків з конструкціями з ПКМ;

- представлені не всі методи БАМФ, а лише найбільш поширені;

- серед безлічі використовуваних типів ПКМ представлений тільки вуглепластик;

- відсутні дані про результати багатьох експериментальних робіт.

Таблиця 5.18 – Узагальнені дані щодо використання БАМФ

Конструкції з ПКМ	Методи трансферно-інфузійного формування			
	RTM	VaRTM A-VaRTM	LPI (VAR и др.)	RFI
Кесони крила				
Закінцівки крила	БПЛА	MRJ		



Продовження таблиці 5.18

Конструкції з ПКМ	Методи трансферно-інфузійного формування			
	RTM	VaRTM A-VaRTM	LPI (VAR и др.)	RFI
Носки крила	A-380	MRJ		
Панелі зі стрінгерним підкріпленням	B-787, A-350	MRJ, C-17		
Нервюри крила і оперення	A-350	MRJ		A-380
Лонжерони, профілі, балки	A-350, B-787, A-310, A-400M, F-22	MRJ		
Закінцівки, складові механізації крила	A-350, A-330/340, CRJ-200/700/900	MRJ		
Оперення (ВО, ГО)	Кіль винищувача Lockheed Martin	Пілон вертольота CH-47 MRJ		
Стулки, двері	A-380, A-350	C-17	A-400M	
Гермоперегородки			B-787	A-380
Обтічник РЛС				A-380
Пасажирські вікна	A-380			
Стійки і підкоси шасі	Вертоліт NH-90			
Фітінги, важелі, кронштейни	Літаки Airbus, вертоліт NH-90			
Невантажені, легкі деталі			B-787 та ін.	A-380 та ін.

Проте, навіть ці скорочені дані свідчать про безперечний перспективності нового «проривного» напрямку в технології виробництва авіаконструкцій з ПКМ.

## 5.6 Висновки до розділу 5

У розділі описана проблема необхідності контролю обліку витрат при виробництві виробів із ПКМ і розроблені пропозиції для їхнього ефективного зниження за рахунок впровадження оптимальних технологічних процесів, сучасних методів моделювання й впровадження сучасного автоматизованого обладнання з періодами окупності. Всі ці фактори безпосередньо впливають на економічну привабливість вироблених літаків для авіакомпаній, що експлуатують ПС ТК.

На підставі аналізу загальної технологічної собівартості виробів визначена структура собівартості процесів виготовлення деталей з полімерних композиційних матеріалів. Проведено комплексну оцінку структурних складових технологічної собівартості, результатом чого став розподіл поставленого завдання на основні й допоміжні функціональні складові. Описано залежності технологічної собівартості виробів із ПКМ, а також запропоновані залежності для визначення основних складових технологічної собівартості.

Проаналізовано залежність впливу типів технологічних процесів на собівартість виробу. Описаний підхід до формування собівартості виробів із ПКМ, що дозволяє впливати на основні складові собівартості: вартість обладнання й оснащення, трудомісткість, і ін.

Проведений аналіз методів, що застосовувалися раніше, геометричного ув'язування шарів армуючого наповнювача конструкцій із ПКМ дозволив виділити й обґрунтувати основні переваги застосування інноваційних систем пошарового проектування виробів із ПКМ із описом необхідності їх впровадження й використання для підвищення вагової ефективності, ефективності міцності і економічної ефективності при розробці конструкторської й технологічної документації на деталі із ПКМ для ПС ТК.

Проведено техніко-економічне обґрунтування необхідності й ефективності впровадження засобів автоматизації основних технологічних операцій, що є складовими технологічного процесу виробництва виробів із ПКМ у комплексі із впровадженням сучасного модуля для пошарового моделювання виробів із ПКМ.

Запропоновано залежності для визначення необхідної кількості лазерних проекторів і розкрійних машин залежно від програми випуску літаків і відповідно трудомісткості виробництва. Визначено, що окупність від впровадження комплексу устаткування для програми випуску 12 літаків/рік реалізується через 18 місяців (після випуску 17-го літака), а для програми випуску 24 літака/рік – через 11 місяців (після випуску 21-го літака). Після цих періодів вищеописаний комплекс стане прибутковим для підприємства за рахунок економії матеріалів і зниження трудомісткості, знижуючи собівартість літака.

На практичному прикладі виготовлення КАП крила з вуглепластика літаків Ан-158 і Ан-178, доведена ефективність застосування лазерних проекційних систем, розкрійної машини в комплексі з модулем пошарового моделювання. Продемонстрована досить гарна збіжність прийнятих умов і допущень по зниженню трудомісткості й підвищенню КВМ.

Аналіз інформаційних джерел, підтверджений наведеними прикладами, переконливо показує, що важливим напрямком подальшого розвитку потенційних можливостей ПКМ на базі нових економічно ефективних і продуктивних технологій, є розробка й впровадження систем «преформа → БАМФ». Вони характеризуються застосуванням в якості напівфабрикатів каркасних преформ, трансферно-інфузійним формуванням у закритих формах і використанням простих нагрівальних пристроїв для тверднення ПКМ.

Наведено основні особливості трансферно-інфузійних методів формування, таких як RTM, VaRTM, A-VaRTM, CAPRI, LRI, RFI і ін. Їх впровадження дозволяє ще більше знизити виробничі витрати й сприяє розширенню номенклатури авіаційних композитних конструкцій.

У порівнянні із традиційними препрегоавтоклавними технологіями, нові методи дозволяють істотно підвищити ефективність процесів виготовлення й складання конструкцій із ПКМ, а в ряді випадків одночасно підвищити їх надійність і несну здатність.

На закінчення відзначимо, що отримані в розділі 5 результати опубліковані в наших статтях [255,317].

## ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Поставлена мета дисертаційної роботи досягнута в повному обсязі: вирішена проблема підвищення вагових, економічних і льотно-технічних характеристик вітчизняних літаків транспортної категорії, які забезпечують їх високу конкурентоспроможність шляхом розробки наукових основ підвищення ефективності створення конструкцій із ПКМ на етапах життєвого циклу виробу.

1. Проведено огляд і аналіз світових тенденцій розвитку полімерних композиційних матеріалів у виробках авіаційної техніки, як одного зі шляхів підвищення ефективності авіаційної техніки. Описано основні етапи розвитку й застосування ПКМ у конструкціях вітчизняних і закордонних транспортних літаків. Визначено першопричини й проблеми впровадження полімерних композитів в агрегатах літаків: складність вибору оптимальних конструктивно-силових схем, значні обсяги проектувальних розрахунків і розрахунків на міцність, висока вартість сировини, необхідність застосування дорогого обладнання, забезпечення довговічності й надійності в експлуатації, вплив шкідливих речовин на організм робочого персоналу. Сформульовано мету й завдання дослідження.

2. У рамках вирішення комплексної проблеми підвищення ефективності виробництва композитних виробів для авіаційної техніки автором проведений аналіз сучасного стану технологій виробництва й сформульована загальна дворівнева класифікація технологічних процесів виробництва виробів із ПКМ, що враховує сучасні тенденції застосування нових матеріалів і технологій, які одержали активний розвиток останнім часом, такі як методи безавтоклавного формування й адитивні технології.

Уперше розроблений класифікатор етапів життєвого циклу виробів із ПКМ із ієрархічною класифікацією членування процесу створення композитних агрегатів по ряду ознак. Запропонований класифікатор містить сім груп ознак категорії життєвого циклу виробів: аналізу ефективності конструкцій із ПКМ; складу конструкцій з описом типів конструкцій і матеріалів, що застосовуються; виробничу складову життєвого циклу в комплексі з описом основних типів технологічних

процесів, обладнання й технологічного оснащення; випробування авіаконструкцій; експлуатації авіаконструкцій; утилізації авіаконструкцій із ПКМ. Запропонований класифікатор дозволяє визначити послідовність і обсяг робіт по забезпеченню ефективного застосування виробів із ПКМ в агрегатах авіаційної техніки.

3. Розроблено генеральну класифікаційну таблицю, що описує повний комплекс дослідницьких, технологічних, дослідно-конструкторських і виробничих робіт для створення найбільш ефективної конструкції з урахуванням наявних обмежень на виробництві. Для більш точної оцінки обраного рішення по рівнях класифікаційної таблиці запропоновані часткові складові критеріїв, для оцінки обраного рішення.

4. Доведено, що якість конструкцій із ПКМ, що визначає ресурс і довговічність деталей визначається якістю формуютьовального оснащення. У зв'язку із цим описані групи вимог, що пред'являються до технологічного оснащення на основі яких розроблені рекомендації з вибору типу оснащення залежно від виробничих факторів, застосовуваних матеріалів, обсягів виробництва й необхідної якості виробів. На практичному прикладі майстер-моделі для оснащення носка закрилка центроплана з вуглепластику продемонстрована ефективність і коректність описаних критеріїв вибору матеріалу для технологічного оснащення. На рис. 3.7-3.10 показані величини відхилень геометричних параметрів майстер-моделі від математичної моделі, що дозволяє стверджувати, що при технологічній підготовці серійного виробництва необхідно забезпечувати високу якість усього оснащення, що виключає ручне доведення поверхонь деталей, що виготовляються. При цьому застосування полімерних матеріалів, не дивлячись на їхню високу вартість, також доцільно. Для агрегатів, що вимагають високої точності виготовлення, таких як: аеродинамічні моделі, поверхні агрегатів «нульової» (з допуском відхилень до  $\pm 0,5$  мм) і «першої» (з допуском відхилень до  $\pm 1$  мм) зон теоретичного контуру літака необхідно використовувати полімерні плити.

5. Доведено, що рівень технологічної підготовки виробництва й вибір критеріїв проектування впливає на собівартість кінцевого виробу. За результатами розгляду конкретних прикладів деталей літака Ан-178 проведений аналіз недолі-

ків, які були допущені при проектуванні виробів із ПКМ, що спричинило ускладнення технологічного оснащення, збільшення циклів підготовки виробництва і як наслідок зниження рівня якості одержуваних деталей. Розроблено рекомендації з удосконалення існуючих конструкцій, що дозволить знизити трудомісткість виготовлення деталей, підвищити якість поверхні, скоротити цикли підготовки виробництва, уніфікувати номенклатуру застосовуваних матеріалів і у такий спосіб підвищити рівень технологічної досконалості виробів із ПКМ для літаків «Ан».

6. Сформовано основні складові раціонального проекту створення композитних агрегатів транспортних літаків. Розроблено укрупнену блок-схему концепції реалізації раціонального проекту створення виробів із ПКМ, що включає постановку завдання на проектування, експлуатаційні, екологічні, економічні й виробничі складові. Блок-схема містить ряд груп різного рівня, описаних у декомпозиції класифікатора життєвого циклу авіаконструкцій із ПКМ (рис. 2.7-2.12).

7. Розроблено проектний комплекс по оптимізації технологічних параметрів виробів із ПКМ. На етапі проектування, комплекс враховує оптимізацію вибору конструктивно-силової схеми агрегату, вибір конструктивно-технологічного рішення, застосовуваних матеріалів і ряду критеріїв ефективності в існуючих умовах виробництва. Визначено, що найбільш ефективний результат оптимізації параметрів може бути отриманий застосуванням методу синтезу КСС по раціональному розподілу конструкційного матеріалу в поєднанні з порівняльними дослідженнями параметричної оптимізації.

8. Розроблено методику по вибору раціональної конструктивно-силової схеми агрегатів із ПКМ, що реалізована шляхом вирішення завдання математичного програмування - симплекс-методом. Вихідними даними для цього завдання є зовнішня геометрія агрегату, напрямки навантажень і їхня величина. Запропонований і описаний метод оптимізації конструктивно-технологічних параметрів конструкцій із ПКМ шляхом виявлення технологічних дефектів на ранньому етапі підготовчих операцій виробництва й при виготовленні виробів.

Даний метод дозволяє уникнути ряду технологічних дефектів і не допустити браку деталей на завершальній стадії виготовлення, таким чином підвищити

ефективність виробництва й скоротити витрати. Проведено аналіз технологічних дефектів і розроблені пропозиції по їхньому попередженню й ремонту.

9. На підставі аналізу загальної технологічної собівартості виробів визначена структура собівартості процесів виготовлення деталей із ПКМ. Проведено комплексну оцінку структурних складових технологічної собівартості, результатом чого став розподіл завдання на основні й допоміжні функціональні складові. Описано залежності технологічної собівартості виробів із ПКМ, а також запропоновані залежності для визначення основних складових технологічної собівартості.

Проаналізована залежність впливу типів технологічних процесів на собівартість виробу. Описаний підхід до формування собівартості виробів із ПКМ, що дозволяє впливати на основні складові собівартості: вартість устаткування й оснащення, трудомісткість, і ін.

Проведений аналіз методу, що застосовувався раніше, геометричного ув'язування шарів армуючого наповнювача конструкцій із ПКМ дозволив виділити й обґрунтувати основні переваги застосування інноваційних систем пошарового проектування виробів із ПКМ із описом необхідності їхнього впровадження й використання для підвищення вагової, економічної ефективності і ефективності на міцність при розробці конструкторської й технологічної документації на деталі із ПКМ для ПС ТК.

Проведено техніко-економічне обґрунтування необхідності й ефективності впровадження засобів автоматизації основних технологічних операцій, складових технологічного процесу виробництва виробів із ПКМ у комплексі із впровадженням сучасного модуля для пошарового моделювання виробів із ПКМ.

10. Запропоновано залежності для визначення необхідної кількості лазерних проекторів і розкрійних машин у залежності від програми випуску літаків і відповідно до трудомісткості виробництва. Визначено, що окупність від впровадження комплексу обладнання для програми випуску 12 літаків/рік реалізується через 18 місяців (після випуску 17-го літака), а для програми випуску 24 літака/рік – через 11 місяців (після випуску 21-го літака). Після цих періодів вищеописаний комплекс стане прибутковим для підприємства за рахунок економії матеріалів і

зниження трудомісткості, знижуючи собівартість літака.

На практичному прикладі виготовлення КАП крила з вуглепластика літаків Ан-158 і Ан-178 продемонстровано гарну збіжність прийнятих умов і допущень по зниженню трудомісткості й підвищенню КВМ.

Підтверджено, що важливим напрямком подальшого розвитку потенційних можливостей ПКМ є економічно ефективні і продуктивні безавтоклавні технології.

11. Основні результати дисертації впроваджені й використані на провідних підприємствах авіакосмічної галузі України й у вищих навчальних закладах, що підтверджено відповідними актами.

Матеріали дисертації обговорювалися на міжнародних конференціях вченими в області проектування, виготовлення й випробувань літальних апаратів і опубліковані в 20 статтях (1 без співавторства), з них 6 у збірниках і журналах, включених у перелік наукових спеціалізованих видань України, 13 статей у журналах України, включених у наукометричні бази, 1 стаття в міжнародних виданнях, а також 7 публікаціях у матеріалах конференцій і тезах доповідей і 8-ми патентах.



**СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ**

1. Конструкционные материалы в самолетостроении / А.Г. Моляр, А.А. Коцюба, А.С. Бычков, С.Ю. Нечипоренко. Киев: КВИЦ, 2015. 400 с.
2. Фролов К.В. Проблемы и успехи современного машиностроения // Машиностроение. Международный центр научно-технической информации. М.: МЦНТИ, 1984. № 2. С. 13 – 20.
3. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов: учебник для студентов авиац. спец. вузов. – М.: Машиностроение, 1991. 400 с.
4. Андреев А.В. Тенденции и перспективы применения полимерных композитов в европейском авиастроении / А.В. Андреев, Донец А.Д. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (98).– Х., 2019. С. 19-31.
5. Андреев А.В. Концепция технологического обеспечения создания эффективных конструкций отечественных гражданских самолетов из полимерных композиционных материалов в современных условиях [Текст] / А.В. Андреев, В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, О.В. Орлов // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(138). – Харьков: НАКУ, 2017. – С. 64-77.
6. Гвоздев М.А., Кондратьев А.В. Прогнозирование технически возможного объема внедрения полимерных композиционных материалов в конструкциях самолетов // Технологические системы, 2016. Вып. 1(74)/2016. С. 7 – 12.
7. Wattermann T. Development of Braided Bypass Duct Structure for High Volume Application // SAMPE EUROPE Setec 2007. P. 205 – 211.
8. Белая книга по нанотехнологиям: Исследования в области наночастиц, наноструктур и нанокомпозитов в Российской Федерации (по материалам Первого Всероссийского совещания ученых, инженеров и производителей в области нанотехнологий) [Текст] / В.И. Аржанцев, С.Е. Шишов, В.А. Жабрев и др. – М.: Издательство: ЛКИ, 2008. – 344 с.

9. Андреев А.В. Перспективы роста применения термопластичных композиционных материалов в мировом авиастроении / С.А. Бычков, А.В. Гайдачук, А.В. Андреев, Wang Bo // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 86.– X., 2019. С. 61-76.
10. S. V. Hoa, Principles of the manufacturing of composite materials”. Destech Publications, 2009.
11. Tim Herr. Thermoplastics composites are vital to drive aerospace build rates / Jec composites magazine # 122 – July 2018, pp. 30-31.
12. David Hauber. Additive manufacturing of hight performance composite structures / David Hauber, Ralph Marcario//Jec composite magazine # 119 – March 2018 pp. 29-31
13. Ken Sushijara Large-scale additive manufacturing composite thermoplastics- where are we? / Jec composite magazine # 134 – June 2020 pp. 21].
14. S. K. Mazumdar, Composites Manufacturing: Materials, Product and Process Engineering. CRC Press, 2002.
15. Проектирование деталей и агрегатов из композитов /Карпов Я.С. Харьков: НАУ «ХАИ», 2010. 767с.
16. Киселев, Б.А. Стеклопластики [Текст] / Б.А. Киселев. М.: Госхимиздат, 1961. – 240 с.
17. Стеклопластики в силовых конструкциях самолетов за рубежом [Текст] М.: ВИАМ, 1963
18. 1-st AIAA Annual Meeting, Washington, D.S. June 29 – July 2, 1964.
19. Экспресс-информация «Авиастроение» [Текст] – М.: ВИНТИ, 1956 –1989 гг.
20. Воздушный транспорт. Реферативный журнал. Серия «Авиастроение» [Текст] – М.:ВИНТИ, 1965 – 1979 гг.
21. Flying [Текст] V. 26, N4, 1963. – P. 34.
22. Plastics [Текст] V. 30, N329, 1965. – P. 116.
23. Kunststoff-Breiter [Текст] V. 10, N5, 1966. – P. 382 – 384.

24. Kelly A. The engineering triumph of carbon fiber [text] /A. Kelly// Composites and nanostructures journal. № 1 – 2009. P. 38-49.

25. Малмейстер А.К. Сопротивление полимерных и композитных материалов [Текст] / А.К. Малмейстер, В.П. Тамуж, Г.А. Тетерс. – Рига: Зинатне, 1980. –572 с.

26. Сливинский В.И. Научно-технические предпосылки создания в Украине наукоемкой технологии и конструкций на их основе для различных отраслей промышленности [Текст] / В.И. Сливинский // Технологические системы – 1999. – №2. – С. 16 – 18.

27. Полимерные композиционные материалы» (1970-1996 гг.) [Текст] /Г.А. Кривов, А. И. Бабушкин, В.Ф. Забашта и др. // 35 лет на рынке высоких технологий / Г. А. Кривов, А. И. Бабушкин, В. М. Белецкий и др; под ред. Г.А. Кривога. –НИИ авиационной технологии (УкрНИИАТ). – К. : МИИВЦ, 1999. – С. 107 – 118].

28. Кива Д.С. О.К. Антонов – многогранность таланта. /Кива Д.С., Анищенко В., Мараев Р., Совенко А.// Издательский центр «АероХоби». – К., 2005. - 183 с.

29. Моисеев В.А. Его имя носят самолеты./ Моисеев В.А./ Документальная повесть. – К., 2005. – 395 с.22-23

30. Цариковский, В.И. АНТК «Антонов» - лидер в создании конструкций из композиционных материалов в авиастроении [текст / В.И. Цариковский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. - №1(27) – с. 25-31.

31. Авиастроение. Воздушный транспорт [Текст] – М.: ВИНТИ, 1965.

32. Brown, E.L., Fisher, I.R. Comparative projections of low-disk-loading VTOL aircraft for civil applications [Text]: Journal of Aircraft 1966, Vol. 5, Issue 5, p.p. 436 – 442. Формат zip (1088 Kb). Режим доступа: [arc.aiaa.org/toc/ja/5/5](http://arc.aiaa.org/toc/ja/5/5) – 14.12.2009.

33. Christian, J.L., Forest, J.D. Development and application of aluminum-boron composite material [Text]: Journal of Aircraft 1970, Vol. 7, No 2, p.p. 145 –

151. Формат zip (982 Kb). Режим доступа: [arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/3.44138](http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/3.44138) – 14.12.2009.

34. Baker, A. Composite materials for aircraft structures [text] / A. Baker, S. Dutton, D. Kelly. – USA, Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2004. – 597 p.

35. Технологические решения деталей и агрегатов летательных аппаратов из композиционных материалов: учеб. Пособие /В.Е. Гайдачук, А.М. Гончаров, Я.С. Карпов и др. – Харьков: Харьк. Авиаци. Ин-т, 1989. 80 с.

36. Технологические особенности создания типовых элементов силовых конструкций интегрального типа из полимерных композиционных материалов /В.Т. Щербаков, А.М. Гончаров, Н.Б. Волобуев, Р.Г. Нафиков, В.С. Веднева // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: темат. С б. Науч. тр. / Харьк. Авиаци. Ин-т. Харьков, 1985. С. 40 – 48.

37. Щербаков В.Т. Конструктивно-технологические решения при обработке стрингерных панелей интегрального типа из композиционных материалов / В.Т. Щербаков, В.С. Попова, Н.В. Выбороков // Вопросы проектирования и производства элементов конструкций летательных аппаратов: темат. сб. Науч. тр. / Харьк. Авиаци. Ин-т Харьков, 1987. С. 4 – 11.

38. Щербаков В.Т., Гончаров А.М., Комиссар О.Н. Исследование зон совмещенного формования интегральных конструкций из композиционных материалов // Проектирование элементов конструкций летательных аппаратов: темат. Сб. Науч. тр. / Харьк. Авиаци. Ин-т. Харьков, 1988. С. 34 – 39.

39. Комиссар О.Н. Классификация интегральных соединений // Механика элементов конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов: сб. Науч. тр. /Харьк. Авиаци. Ин-т Харьков, 1990. С. 85 – 91.].

40. Кива Д.С. Этапы становления и начала развернутого применения полимерных композиционных материалов в авиаконструкциях отечественного назначения (1970 – 1995 гг.) // Авиационно-космическая техника и технология, 2014. №6 (113). С. 5– 16.

41. Andrieiev O. Polymer composites on Antonov: from past to the future/ O.Andrieiev //Materials of 2018 China (Ningbo) – CEE countries high level talents cooperation symposium. – Ningbo: 2018.

42. Андреев О.В. Полимерные композиты на ГП «АНТОНОВ»: история и перспективы развития / Андреев О.В., В.Г. Читак // Тезисы докладов XII международных молодежных научно-технических чтений им. А.Ф. Можайского. - Запорожье: 2019. – С.214.

43. Андреев, О.В. Вплив механічної обробки на якість поверхонь полімерних композиційних матеріалів [Текст] / Є.В. Корбут, О.В. Андреев, І.Р. Дерек, О.В. Радько, В.Ф. Лабунець // Проблеми тертя та зношування: Зб. наукових праць Національного авіаційного університету. – Випуск 2(61). – Київ, 2013. – С. 96-100.

44. Андреев, А.В. Полимерные износостойкие композиты с наполнителями из порошковых отходов механической обработки углепластиков [Текст] / Л.Р. Вишняков, В.Н. Морозова, В.П. Мороз, В.Т. Варченко, А.С. Бычков, А.В. Андреев// Технологические системы: Научно-технический журнал. – Вып. 4/2015. – Киев: 2015. – С. 44-51.

45. Андреев, А.В. Исследование пастообразных клеев фирмы 3М для склеивания и ремонта композитных панелей [Текст] / А.В. Андреев, В.С. Нитка // Вопросы производства и проектирования конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1(89). – Харьков: НАКУ, 2017. – С. 38-51.

46. Андреев А.В. Экспериментальное исследование свойств углепластиков с добавками ВУК ADDITIVES & INSTRUMENTS / А.В. Андреев, И.А. Ковалева, С.М. Гайдукова, Т.А. Сергеева // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (96).– Х., 2018. – С. 130-141.

47. Андреев А.В. Основы конструирования соединительных законцовок деталей и агрегатов из композиционных материалов / А.В. Андреев, Гаврилко В.В., Карпов Я.С., Тараненко И.М., Шевцова М.А. // Вопросы проектирова-

ния и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (98).– Х., 2019. С. 103-118.

48. Двейрин А.З., Майорова Е.В. Анализ эффективности внедрения интегральных конструкций с трубчатыми элементами из полимерных композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. научн. трудов / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2011. Вып. 4(68). С. 65 – 77.

49. Проектирование агрегатов фюзеляжа самолета из композитов /А.З. Двейрин, В.А. Костюк, Я.О. Головченко и др. // Технологические системы. 2014. №1(2). С. 38 – 42.

50. Стариков Л.М. Разработка основных технологических процессов производства клееных элементов конструкций из органопластов для пассажирских и транспортных самолетов: дис...канд. техн. наук: 05.07.04 / Харьковский авиационный институт им. Н.Е. Жуковского, Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова. Харьков, 1985. 158 с.

51. Клопота А.В. Разработка рациональных процессов формования панельных авиаконструкций из композиционных материалов с регламентированным уровнем технологических напряжений: дис...канд. техн. наук: 05.07.04 / Харьковский авиационный институт им. Н.Е. Жуковского, Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова. Харьков, 1988. 192 с.

52. Петропольский В.С. Разработка рациональных конструктивно-технологических решений формообразующей оснастки для изготовления деталей из полимерных композиционных материалов: дис...канд. техн. наук: 05.07.04 / Харьковский авиационный институт им. Н.Е. Жуковского, Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова. Харьков, 1988. 192 с.

53. Король В.Н. Научные основы организации современного и перспективного производства пассажирских и транспортных самолетов: дис...д-ра техн. наук: 05.13.22 / Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова. Киев, 2003. 391 с.

54. Двейрин А.З. Система экспериментального обеспечения расчета на прочность и проектирования механических соединений авиаконструкций из композиционных материалов: дис...канд. техн. наук: 05.07.02 / ГП «Антонов». Киев, 2013. 162 с.

55. Андреев А.В. Технология изготовления сложнопрофильных криволинейных деталей самолета из композиционных материалов на основе плетеной арматуры: дис...канд. техн. наук: 05.07.02 / Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е Жуковского «ХАИ», ГП «Антонов». Киев, 2013. 162 с.

56. Головченко Я.О. Методы обеспечения эксплуатационной пригодности агрегатов самолетов из полимерных композиционных материалов: дис...канд. техн. наук: 05.07.02 / Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е Жуковского «ХАИ», ГП «Антонов». Харьков, 2017. 190 с.

57. Быков М.Н. Выбор и назначение директивной технологии нанесения покрытий силовых авиаконструкций по критерию долговечности и экономической эффективности: дис...канд. техн. наук: 05.07.02 / ГП «Антонов». Киев, 2012. 205 с.

58. Карпов Я.С. Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е Жуковского «ХАИ», 2006. 359 с.

59. Оптимальное проектирование композитных сотовых конструкций авиакосмической техники / В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, В.В. Кириченко, В.И. Сливинский. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2011. 172 с.

60. Сотовые заполнители и панельные конструкции космического назначения: моногр. в 2 т. Т. 1. Технологические несовершенства сотовых заполнителей и конструкций / В.Е. Гайдачук, О.А. Карпикова, А.В. Кондратьев, М.В. Сливинский; под ред. А.В. Гайдачука. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2012. 279 с.

61. Сотовые заполнители и панельные конструкции космического назначения: моногр. в 2 т. Т. 2. Совершенствование сотовых заполнителей и конс-

трукций технологическими методами / А.В. Гайдачук, В.Е. Гайдачук, О.А. Карпикова, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев; под ред. А.В. Гайдачука. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2015. 247 с.

62. Методология разработки эффективных конструктивно-технологических решений композитных агрегатов ракетно-космической техники: моногр. в 2 т. Т. 1. Создание агрегатов ракетно-космической техники регламентированного качества из полимерных композиционных материалов / А.В. Гайдачук, В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, В.А. Коваленко, В.В. Кириченко, А.М. Потапов; под ред. А.В. Гайдачука. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2016. 263 с.

63. Методология разработки эффективных конструктивно-технологических решений композитных агрегатов ракетно-космической техники: моногр. в 2 т. Т. 2. Синтез параметров композитных агрегатов ракетно-космической техники при разнородном нагружении / А.В. Гайдачук, В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, В.А. Коваленко, В.В. Кириченко, А.М. Потапов; под ред. А.В. Гайдачука. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2016. 250 с.

64. Карпов Я.С., Гагауз Ф.М., Лялюхина И.В. Проектирование и конструктивно-технологические решения балок и лонжеронов из композиционных материалов: учеб. пособие. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2010. 124 с.

65. Карпов Я.С. Механика композиционных материалов: учеб. пособие. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2001. 122 с.

66. Карпов Я.С. Оптимизация структуры композиционного материала панелей летательных аппаратов при ограничениях по прочности, устойчивости и прогибу // Проблемы прочности, 2004. №6(372). С. 33 – 47.

67. Проектирование и конструирование изделий из композиционных материалов. Теория и практика: учебник / П.М. Гагауз, Ф.М. Гагауз, Я.С. Карпов, С.П. Кривенда. Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», 2015. 672 с.],



68. Армирующие материалы и связующие для композитов: учеб. пособие / В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов, В.В. Кириченко, В.Т. Щербаков. Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1991. 87 с.

69. Гайдачук В.Е. Система исследований эффективности авиаконструкций из композиционных материалов // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. / Харьк. авиац. ин-т. Харьков, 1976. Вып. 1. С. 21 – 36.

70. Андреев, А.В. Анализ некоторых фундаментальных проблем создания конструкций из композитных материалов и возможных путей их решения [Текст] / А.В. Андреев, Я.С. Карпов, И.М. Тараненко, М.А. Шевцова // Вопросы производства и проектирования конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(88). – Харьков: НАКУ, 2016. – С. 37-50.

71. Технологии безавтоклавного формования силовых конструкций планера самолета из полимерных композиционных материалов / Г.А. Кривов, Ю.М. Тарасов, А.Г. Громышев, В.Ф. Забашта. // Технологические системы, 2009. Вып. 5/2009. С. 47 – 70.

72. Кривов Г.А., Забашта В.Ф. Повышение живучести и несущей способности композитных авиаконструкций, армированных 3D-каркасами // Технологические системы, 2010. Вып. 1/2010. С. 57 – 71].

73. Пат. 135434 UA. Спосіб виготовлення підсилюючого елемента повітряного судна з полімерної композиції, МПК (2019.01) B64C 1/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № u 2019 01455; заяв. 14.02.2019; опубл. 25.06.2019, Бюл. №. 12 – 4 с.

74. Пат. 136176 UA. Композиція для виготовлення елемента, що підсилює деталі повітряного судна, МПК (2019.01) C08L 61/10 (2006.01) C08J 9/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № u 2019 01456; заяв. 14.02.2019; опубл. 12.08.2019, Бюл. №. 15 – 4 с.

75. Пат. 136300 UA. Спосіб виготовлення підсилюючого елемента повітряного судна з полімерної композиції, МПК (2019.01) B64C 1/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 02319; заяв. 11.03.2019; опубл. 12.08.2019, Бюл. №. 15 – 3 с.

76. Пат. 136301 UA. Композиція для виготовлення елемента, що підсилює деталі повітряного судна, МПК (2019.01) C08L 61/10 (2006.01) C08J 9/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 02320; заяв. 11.03.2019; опубл. 12.08.2019, Бюл. №. 15 – 6 с.

77. Пат. 138482 UA. Спосіб виготовлення підсилюючого елемента повітряного судна з полімерної композиції, МПК (2019.01) B64C 1/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 05876; заяв. 29.05.2019; опубл. 25.11.2019, Бюл. №. 22 – 4 с.

78. Пат. 142027 UA. Спосіб підготовки технологічної оснастки для формоутворення деталей з полімерних композиційних матеріалів, МПК (2006.01) B29C 33/38 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 10617; заяв. 28.10.2019; опубл. 12.05.2020, Бюл. №. 9 – 6 с.

79. Пат. 142042 UA. Спосіб виготовлення великогабаритної конструкції з полімерного композиційного матеріалу, що містить отвори під установку лючок МПК (2006.01) B29C 39/42 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Яремченко В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Яремченко В.Г., Корольков Ю.А. – № у 2019 11119; заяв. 13.11.2019; опубл. 12.05.2020, Бюл. №. 9 – 6 с.

80. Пат. 143356 UA. Оснащення для формування деталі з полімерного композиційного матеріалу МПК (2020.01) B29C 43/20 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Гайдукова С.М., Сердюк Д.В., Корольков Ю.А.; заявник і па-

тентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкин, Гайдукова С.М., Сердюк Д.В., Корольков Ю.А. – № и 2020 00657; заяв. 04.02.2020; опубл. 27.07.2020, Бюл. №. 14 – 5 с.

81. Применение композиционных материалов в технике [Текст] / Под-ред. Б. Нотона. Т.3. Пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1978. – 508 с.

82. Востин Луис Ф. Агрегаты из композиционных материалов для гражданских транспортных самолетов [Текст] / Перевод с англ. №2245, ЦНТИ «Волна». – Киев, 1978. – 41 с.

83. Туманов, А.Т. Современные композиционные материалы [Текст] /А.Т. Туманов. – М.: ОНТИ, 1974. 146 с.

84. Композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов: пер. с англ. [Текст] / под ред. А.Л. Абибова. – М.: Машиностроение, 1975. – 272с.

85. Чамис, К.К. Композиционные материалы: в 8 т. – Т. 8. Анализ и проектирование конструкций [Текст] / К.К. Чамис; под. ред. Л. Браутмана, Р. Крока.– М.: Мир, 1978. – Ч. 2– 268 с.

86. Study of Structural Criteria for Composite Airframes. V.3, Technical ReportAFFDL – TR – 73 – 4. AFFDL and AFSC, WPAFB, Ohio, April 1973. – P. 107.

87. NASA Composite Materials Development: Lessons Learned and Future Challenges// Dr. Darrel R. Tenney, Dr. John G. Davis, Jr., Dr. R. Byron Pipes, Dr. Norman Johnston/ NATO Research and Technology Agency (RTA) //Интернет ресурс: <http://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20090037429>.

88. Dow, Marvin B.: The ACEE Program and Basic Composites Research at Langley Research Center (1975 to 1986). NASA PR 1177, October 1987.

89. Vosteen, Louis F.: and Hadcock, Richard N.: Composite Chronicles: A Study of the Lessons Learned in the Development, Production, and Service of Composite Structures. NASA CR4620, Nov. 1994.

90. Butcher D.N. Non-honeycomb F-16 horizontal stabilizer, structural design // ICAS Proc. Proc, 1982: 13th Congr. Int. Council, Aeron. Sci/AIAA Aircraft Syst. And Technol. Conf., Seattle. 1982. V. 2 S. 1. P. 586 – 592.

91. Методы изготовления деталей из композиционных материалов пропиткой в оснастке Часть 1. Методы пропитки под давлением / Джоган О.М., Костенко О.П.// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4. – Х., 2011. – с. 111 – 125.

92. Джоган О.М., Костенко О.П. Методы изготовления деталей из композиционных материалов пропиткой в оснастке. Часть 2. Методы вакуумной пропитки/ Джоган О.М., Костенко О.П.// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1(69). – Х., 2012. – с. 80 – 93.

93. Гайдачук В.Е. Инженерные методы расчета стеклопластиковых авиаконструкций и элементов их сочленений [текст]: дис. канд. техн. наук: 05.07.02 / Гайдачук В. Е. – Часть 2. – Приложение. – Харьков, 1969. – 103 с.

94. Гайдачук В.Е. Теоретические основы технической подготовки производства авиаконструкций из композиционных материалов [текст]: дис. докт. техн. наук: 05.07.04 / Гайдачук В.Е. – Х., 1979. – 438 с.

95. Rockwell/USAF superplastic structure contact. "Interavia Air Lett.", 1978, N8977, 6 – 7.

96. Structural composites find big new market: jumbo jetliners. Wood A.S. "Mod. Plast.Int", 1981, 11, N11, 46-49.

97. Composite repair concepts for depot level use. "26th Nat SAMPE Symp. and Exhibition. Los. Angeles, Calif, Apr. 28-30, 1981. Vol. 26". Azusa, Calif, 1981, 705-715.

98. Composites force their growth rate performance. "Iron Age", 1981, 224, N34, 57,59,61,63-64.

99. Composites in aircraft construction. Son D.Ifс "Flight Int.", 1981, 119, N3759, 1551-1555.

100. Development status of a composite vertical stabilizer for jet trainer. Takagi R., Idei S. "Сотр. Mater.: Mech. Prop, and Fabr. Jap. - US Conf, Tokyo, Jan. 12-14, 1981". Barking, 1981, 512-518.

101. The development of advanced composite front fuselage technology. "27 Nat. SAMPE Symp. and Exhibition, San Diego, Calif, May 4-6, 1982. Vol. 27"/ Azusa, Calif, 1982, 540-550.

102. Materials for the products of tomorrow aeronautics. "Mater. Eng.", 1982, 95, N5, 65-69.

103. MBB builds carbonfibre fuselage. "Flight Int.", 1983, 123, N3847, 249.

104. Developments on graphite/epoxy T-2 nose landing gear door. Mogami K., Yamauchi F., Sakatani J., Yamauchi J. "Сотр. Mater.: Mech., Mech. Prop, and Fabr. Jap. -US Conf., Tokyo, Jan. 12-14, 1981". Barking, 1981, 487-493.

105. Grumman expands composite capacity. Colonm E.H. "Aviat. Week and Space Technol.", 1984, 120, N24, 67-68.

106. Технология производства изделий и интегральных конструкций из композиционных материалов [Текст] / Науч. ред. А.Г. Братухин, В.С. Боголюбов, О.С. Сироткин. М.: Готика, 2003. – 516 с.

107. Михайлин, Ю.А. Конструкционные полимерные композиционные материалы [Текст] / Ю.А. Михайлин. – СПб.: Науч. основы и технологии, 2008. – 822 с.

108. Фролов, К.В. Истоки, закономерности и особенности внедрения композиционных материалов в технике [Текст] / К.В. Фролов // Научно-технический прогресс в машиностроении. – Вып. 1. Композиционные материалы. – М.: МЦНТИ, 1987. – С. 8 – 13.

109. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов [Текст] / Г.А. Молодцов, В.Е. Биткин, В.Ф. Симонов, Ф.Ф. Урмансов. – М.: Машиностроение, 2000. – 352 с.

110. Серебряков И.А. Проектирование элементов зеркальных антенн летательных аппаратов при регламентированном радиальном смещении отражателя: Дис. канд. техн. наук: 05.07.02. – Харьков, 1994. – 184 с., ДСП.

111. Эрнандес Тамайо Х.А. Разработка и внедрение технологического обеспечения производства панельных несущих поверхностей солнечных батарей космического назначения из композиционных материалов: Дис. канд. техн. наук: 05.07.04. – Харьков, 2001. – 189 с.

112. Сидоренкова М.А. Разработка эффективных способов совершенствования основных технологических процессов производства элементов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов: Дис. канд. техн. наук: 05.07.04. – Харьков, 1996. – 155 с.

113. Буланов, И.М. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: Учебник [Текст] / И.М. Буланов, В.В. Воробей М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1988. – 516 с.

114. Братухин, А.Г. Материалы будущего и их удивительные свойства [Текст] / А.Г. Братухин, О.С. Сироткин, П.Ф. Сабодаш. – М.: Машиностроение, 1995. – 128 с.]

115. Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее: В 3 т. – Т.2. Передовые технологии производства [Текст] / В.В. Скороход, Н.А Никифоров, С.В. Резник и др.; по ред. С.В. Резника. М.: Изд-во ИГТУ им. Н.Э Баумана, 2002. – 224 с.

116. Полімерні композиційні матеріали в ракетно-космічній техніці [Текст] / Є.О. Джур, Л.Д. Кучма, Т.А. Малько та інші. – К.: Вища освіта, 2003. – 398 с.

117. Бычков С.А. Развитие Государственного предприятия «АНТОНОВ» в современных условиях / Бычков С.А., Андреев А.В., Нечипоренко О.Ю. // Материалы международной научно- технической конференции «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта». – Херсон:2019. – С.358-364.

118. Андреев А.В. Развитие полимерных композитов на ГП «АНТОНОВ» в современных условиях /Андреев А.В. // Материалы международной научно- технической конференции «Composite Ukraine 2020». – Киев :2020. – С.29.

119. Andrieiev O. Development Antonov Company at the current stage / S.Bychkov, O.Semenets, O.Andrieiev //Materials of International forum on new materials industrialization and first CEE Forum on new materials new equipment industry and talent development – Ningbo: 2017.

120. Гуняев, Г.М. Сенсоры для интеллектуальных и самодиагностирующихся композитов [Текст] / Г.М. Гуняев, Г.П. Машинская, Р.В. Шалин // Теория и практика технологии производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов. – 21 век: Труды междунар. конф. – М.: МГУ, 2001. – С. 422 – 429.

121. Andrieiev O. High temperature resistant binder for carbon plastics based on polyfunctional epoxies and nitriles / A. Fanleib, K. Gusakova, O. Melnik, V. Petropolskiy, O.Andrieiev, M. Kazakevich // JRC Conference and workshop reports: Materials resistant to extreme conditions for future energy systems. Kyiv, 2017. – p. 54.

122. Андреев О.В. Нове теплостійке зв'язуюче для вуглепластиків на основі кополімерів поліфункціональних епоксидів та нітрилів тетракарбонових кислот / О.М. Файнлейб, О.Г. Мельничук, І.Ю. Даниленко, О.В. Андреев, К.В. // Тези доповідей 17 української конференції з космічних досліджень. – Одеса: 2017. – С.108.

123. Evolution in composite market / Jec Composite magazine Special issue #1 March 2019 pp. 38-40

124. The automotive industry and composites as of today / Jec Composite magazine #123 August-September 2018 pp. 28-36

125. Технологія виробництва літальних апаратів із композиційних матеріалів [Текст] /С. А. Бичков, О. В. Гайдачук, В. Є. Гайдачук, В. Д. Гречка, В. М. Кобрін ; під ред. В. Є. Гайдачука. – К. : ІСДО, 1995. – 376 с.

126. Цыплаков, О. Г. Научные основы технологии композитных волоконистых материалов [Текст]/ О. Г. Цыплаков. – Пермь : Пермское книжное издательство, 1975. – Ч. 2. – 274 с.]

127. Jean-Pierre Cauchois, Raynal I. Closed-mould technologies in composite processing // JEC Composites Magazine, N31, March-April. 2007. P.37 – 39.

128. Complete closed mould technology solutions Light RTM of Film infusion и др. статьи // RTM today. Spring 2007, issue 18, 8 p.

129. Особенности автоклавного и безавтоклавного методов формования составных частей и сборки композитных конструкций / Г.А. Кривов, Ю.М. Тарасов, А.Г. Громашев, В.Ф. Забашта, В.А. Матвиенко // Композиционные материалы в промышленности: Материалы 29 международной конференции. 1- 5 июня 2009. Ялта.

130. Berenberg B. Liquid composite molding achieves aerospace quality // High Performance Composites, 2003. 11. №6. P. 18 – 22.

131. Abe T., Hayashi K. A-VaRTM for primary aircraft structures // International conference 2 – 4 April 2007. Paris Seiko 2007.

132. Leo Richard., Alexander Schug. Infused primary structures: the gateway to tomorrow's air mobility // JEC Composites Magazine, N133, April. 2020. P.34 – 36.

133. C-RTM: Large structural composite parts in 2-minute cycle times // JEC Composites Magazine, N127, March- April. 2019. P.44 – 45.

134. Will Harris. Manufacturing large composite structures using liquid resin infusion // JEC Composites Magazine, N128, May- June. 2019. P.37 – 39.

135. Fast RTM – a technically and economically optimized solution // JEC Composites Magazine, N121, May 2018. P.34 – 35.

136. Standard International Trade Classification Revision. 3. – N.Y.U.N., 1986.

137. Виробництво літальних апаратів із композиційних матеріалів / С.А. Бичков, О.В. Гайдачук, В.Є. Гайдачук та ін. Під ред. д.т.н. В.Є. Гайдачука – К.: КДО – 1995 – 375 с.



138. Ronnie Bolick, Ajit D. Kelkar. Innovative composite processing by using H-VARM method // International conference 2 – 4 April 2007. Paris Seiko 2007.

139. R. Serrano, V.M. Suffiano. Reinforcement of concrete with carbon fiber composite by vacuum assisted resin infusion // International conference 2 – 4 April 2007. Paris Seiko 2007.

140. Aircraft Composite Manufacturing (Course II), п. 3.8. Liquid composite molding processes (RTM, VARTM, SRIM, SCRIMP, CAPRI).

141. Kathy C. Chuang и др. Low-melt viscosity Polyimide Resins for Resin Transfer Molding (RTM).

142. Kaps R., Herbeck L., Herrmann A. Combined Prepreg and Infusion Technology – Cost Efficient CFRP primary Airframe Structures // SAMPE International Conference. 2007. Paris. P. 91 – 96.

143. Shinoda T. и др. A-VaRTM Technology Application for Japan's new Regional Jet Aircraft // 16th International Conference on Composite Materials.

144. Light RTM or Film infusion? RTM today. Spring 2007.

145. Celle P. De Luca. Numerical modeling of infusion processes (LRI and RFI) // SAMPE – 2007.

146. Loos Alfred C., Caba, Aaron C., Furrow, Keith W. Resin Film Infusion (RFI) Process Modeling for Large Transport Aircraft Wing Structures [Электронный ресурс] URL: [http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20000097377\\_2000136111.pdf/](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20000097377_2000136111.pdf/). Loos Alfred C. Resin of Large Composite Structures – Modeling and Manufacturing Process. The Mechanic Conference. May 29@30, 2008.

147. Сливинский В.И. Основные предпосылки и концепция классификации сотовых конструкций и заполнителей // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Сб. науч. трудов НАКУ «ХАИ». Вып. 9. – Харьков, 2001. – С. 147-155.

148. Классификация и кластер. Ред. Дж. Вэн Райзин: Пер. с англ. – М.: Мир, 1980. – 389 с.]

149. Кондаков Н.И. Логический словарь-справочник. М.: Наука, 1975. – 720 с.
150. Государственный классификатор продукции и услуг ДК 016-97. В 4-х книгах. – К.: Госстандарт Украины, 1998.
151. Общесоюзный классификатор. Промышленная и сельскохозяйственная продукция. Классификационная часть. – М.: Изд-во стандартов, 1985. – 879 с.
152. Правила розроблення, побудови, викладання, оформлення, ведення національних класифікаторів. ДСТУ 10: 2005. – К: Держстандарт України, 2006 – 7 с.
153. Національний класифікатор України. Державний класифікатор продукції та послуг ДК 016: 2010 – К: Держстандарт України. К.: 2010 – 11 с.
154. Забашта В.Ф. База данных в области производства объектов из композиционных материалов // Авиационная промышленность, № 8, 1992. – С.52 – 59.
155. Забашта В.Ф. Технологическая подготовка производства конструкций из композиционных материалов. – К.: Техніка,- 145 с.
156. Математический энциклопедический словарь. – М.: Советская энциклопедия, 1988. – 847 с.]
157. Сливинский В.И. Классификация и классификатор сотовых конструкций. Общий подход и признак назначения // Авиационно-космическая техника и технология. Сб. науч. тр. НАКУ «ХАИ». Вып. 24. – Харьков, 2001. – С. 78-86.
158. Проектирование самолетов. Учеб. для вузов. С.М. Егер, В.Ф. Мишин, И.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егер – 3-е изд. Перераб и доп. – М.: Машиностроение, 1983 – 616 с.
159. Д.С. Кива. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории. Часть 2. / Д.С. Кива, А.Г. Гребенников: Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского, Харьк. Авиаци. ин-т. 2014 – 326 с.

160. Балабуев П.В. Опыт применения композиционных материалов в транспортной авиации // *Авиационная промышленность*, 1986. №9. С. 9-14.

161. Балабуев П.В. Опыт применения композиционных материалов в транспортной авиации // *Композиционные материалы: сб. науч. тр.* Киев: ИЭС им. Е.О. Патона, 1991. С. 27 – 36.

162. Бычков С.А. Решение проблемы создания авиаконструкций из полимерных композиционных материалов на АНТК «Антонов» / С.А. Бычков, В.Г. Бондарь, В.Н. Король // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*, 2003. Вип. 5 (49). С. 34-37.

163. Бычков С.А. Создание и проблемы применения новых конструкционных материалов в отечественных гражданских самолетах в современных условиях. Сообщение 2. Полимерные композиты в отечественных самолетах в современных условиях (1995-2015 гг.): Первопричины и закономерности внедрения / С.А. Бычков, А.А. Коцюба // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2016. №6 (133). С. 4-14.

164. Гайдачук В.Е. Роль ХАИ в решении проблемы научного обеспечения внедрения композиционных материалов в авиационно-космическую технику: итоги и перспективы / В.Е. Гайдачук, А.В. Гайдачук, Я.С. Карпов // *Авиационно-космическая техника и технология*, 2005. №7. С. 21-39.

165. Научная школа ХАИ по проблемам создания эффективных конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов [Текст] / В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов // *Технологические системы*. –1999. – № 2. – С. 82 – 83.

166. Андреев А.В. Современные конструктивно-технологические решения агрегатов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов и их реализация на предприятии Stelia Aerospace / А.В. Андреев, Я.О. Головченко, А.А. Коцюба // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр.* / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2015. Вып. 4 (84). С. 95-104.

167. Коцюба А.А. Формирование критерия эффективности проектирования конструкций гражданских самолетов из полимерных композитов на этапе выбора их состава / А.А. Коцюба // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (87).– Х., 2016. – С. 19 – 31.

168. Бабенко М.Н. Категория безопасности как элемент эффективности отечественных гражданских самолетов / М.Н. Бабенко, А.В. Гайдачук, А.В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1 (89).– Х., 2017. – С. 7–15.

169. Коцюба А.А. Формирование составляющих комплексного критерия эффективности проектирования агрегатов гражданских самолетов из полимерных композитов на основных этапах их создания / А.А. Коцюба // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (88).– Х., 2016. – С. 22–36.

170. Oleksandr Haidachuk Classification aspects of rational utilization of polymer composite materials in the civil aircraft structures/ Oleksandr Haidachuk, Wang Bo, Serhii Bychkov, Oleksii Andrieiev// Proceedings of the National Aviation University, №3(80), 2019, pp. 36-40.

171. Коцюба А.А. Инженерное прогнозирование и научное обеспечение эффективности объема внедрения полимерных композиционных материалов в отечественных гражданских самолетов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. научн. трудов / Нац. аэрокосм. ун-та и. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2018. Вып. 4(96). С. 101 – 121.

172. Гайдачук А.В. Методология исследования технологических параметров процесса формования изделий из полимерных композиционных материалов на основе препрегов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (30).– Х., 2002. – С. 17–22.

173. Гайдачук А.В. Концепция безопасной технологии производства и реализации основных этапов жизненного цикла летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 11.– X., 2002. – С. 130–136.

174. Гайдачук А.В. Комплексный критерий технологичности и безопасности жизнедеятельности при изготовлении препрегов для конструкций из полимерных композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 16.– X., 1999. – С. 80–84.

175. Кини Р.Л., Райфа Х. Принятие решений при многих критериях предпочтения и замещения. –М.: Радио и связь, 1981. – 560 с.

176. Теория выбора и принятия решений / Н.М. Макарова, Т.М. Виноградская, А.А. Рубчинский и др. – М.: Наука, 1982. – 326 с.

177. Эддоус М., Стэнсфилд Р. Методы принятия решения. Пер. с англ. – М.: Аудит, ЮНИТИ, 1997. – 590 с.

178. Гмошинский В.Г., Флиорент Г.И. Теоретические основы инженерного прогнозирования. - М.: Наука, 1973. 304 с.

179. Гаспарский В. Праксеологический анализ проектов конструкторских разработок. Пер. с польск. / Под ред. А.И. Половинникова. – М.: Наука, 1978. – 172 с.

180. Praxiology and the philosophy of technology / ed. W. Gaspara, M. Airaksinen. – New Brunswick and London: Transaction Publishers, 2008. – 299 p.

181. Коцюба А.А., Кондратьев А.В. Сущность и содержание понятий эффективности в анализе перспективны объемов внедрения полимерных композиционных материалов в конструкциях отечественных гражданских самолетов // Технологические системы, 2016. Вып. 4(77)/2016. С. 20 – 28.

182. Коцюба А.А., Кондратьев А.В. Синтез системы прогнозирования объемов применения полимерных композиционных материалов в отечественных гражданских самолетах на долгосрочные периоды // Вопросы проектиро-

вания и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. трудов / Нац. аэрокосм. ун-та и. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2017. Вып. 2(90). С. 7 – 23.

183. Разработка комплексного критерия рационального выбора полимерных композиционных материалов/ Гайдачук А.В., Wang Bo, Бычков С.А, Андреев А.В.// Фізико-хімічна механіка матеріалів: сб. науч. тр. Физико-механического института им. Г.В. Карпенко НАН Украины. – Том 55, №6. – Л., 2019. С. 110-118.

184. Кривов Г.А. Технология самолетостроительного производства. – К.: КВЦ, 1997. – 459 с.

185. Амиров, Ю.Д. Научно-техническая подготовка производства [Текст] /Ю.Д. Амиров. – М.: Экономика, 1989. – 226 с.

186. Крысин В.Н. Технологическая подготовка производства самолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 200 с.

187. Забашта В.Ф. Технологичность конструкций из полимерных композиционных материалов // Технология системы, 2007. № 3/39 – с. 46 – 66.

188. Коцюба А.А. Анализ эффективности конструктивно-технологических решений агрегатов воздушных судов из полимерных композиционных материалов и реализующих их технологий // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. / Нац. Аэрокосмически

189. Забашта В.Ф. Интегральные конструкции из полимерных композиционных материалов: технологические аспекты // Технологические системы, 2007, вып. 4 (2007), с. 10 – 35.

190. Прялин М.А., Кульчев В.М. Оценка технологичности конструкций – К.: Техніка, 1985 – 120 с.

191. Руководство по технологичности самолетных конструкций / Под ред. П.Н. Белянина. – М.:НИАТ, 1983 – 720 с.

192. Усачев М.Е., Булычев В.В. Метод анализа и показатели оценки технологичности вариантов конструкций летательных аппаратов / сб. науч. тр. Нац. ин-та авиац. технолог. НИАТ – М.: 1980 – с. 15 – 19.]
193. Беляков И. Т., Борисов Ю.Д. Технологические проблемы проектирования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1978 – 240 с
194. Зернов И.А., Коноров Л.М. Теоретические основы технологии и процессы изготовления деталей самолетов. – М.: Оборонгиз, 1960 – 627 с.].
195. Тарасов В.А. Теоретические основы ракетостроения / В.А. Тарасов, Л.А. Кашуба, под ред. В.А. Тарасова – М.: МВТУ им. Н.Э. Баумана – 352 с.
196. Коцюба А.А. Формирование эффективности технологической подготовки производства агрегатов гражданских самолетов // Авиационно-космическая техника и технология. 2017. № 2 (137). С. 60–70.
197. Технология самолетостроения / А.Л. Абибов, Н.М. Бирюков, В.В. Бойцов и др. – М.: Машиностроение, 1982. – 551 с.
198. Мялица А.К. Технологическая подготовка авиационного производства при зависимом образовании размеров деталей с использованием инженерных компьютерных средств. – Дис. канд.техн. наук: 05.07.04 – Технология производства летательных аппаратов // Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков. 2001. – 160с.
199. Бойцов, В.В. Научные основы комплексной стандартизации технологической подготовки производства [Текст] / В.В. Бойцов. – М.: Машиностроение, 1982. – 319 с.
200. Григорьев, А.А. Длительность цикла подготовки производства и его основных этапов [Текст] / А.А. Григорьев, В.Д. Матюшин // Авиационная промышленность, 1977. № 9. – С. 84 – 96.
201. Oleksii Andrieiev Prospects and aspects of advanced polymeric composite materials introduction in Antonov aircraft structures / Oleksii Andrieiev// Proceedings of the National Aviation University, № 4 (81), 2019, pp. 14-18.
202. ДСТУ ISO 9000-2001 «Системи управління якістю. Основні положення та словник».

203. Боголюбов В.С. Формообразующая оснастка из полимерных материалов. -М.: Машиностроение, 1979. - 183 с.

204. Муратов В.М., Игнатенко Г.К., Бондарь В.Г., Петропольский В.С. Некоторые аспекты совершенствования для автоклавного формования изделий из полимерных композиционных материалов. // Сборник тезисов докладов 12 Всесоюзной научно - технической конференции. Обнинск., 1990. - с. 46.

205. Андреев А.В., Демиденко З.Н., Андреева В.А. Технологические аспекты применения пленочных связующих при создании конструкций из композиционных материалов пассажирских и транспортных самолетов //Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм, ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». - Вып. 4(76). -Х., 2013. - с. 21-27.

206. Боголюбов В.С., Васюренко Е.П. Эффективность применения стеклопластиков для изготовления крупногабаритной объемной оснастки. //Авиационная промышленность. №3, 1974. с. 5-8.

207. Игнатенко Г.К., Бондарь В.Г., Петропольский В.С. Нормализация оснастки для автоклавного формования изделий из ПКМ. // Сборник тезисов Второй всесоюзной конференции «Технология производства деталей из композиционных материалов», Киев, апрель 1991. - Киев: УКРНИАТ.- 1991.-32 с.

208. Оптимизация выбора материала мастер-моделей для изделий из полимерных композиционных материалов (ПКМ) в условиях единичного и опытного производства в изделиях авиационной техники [Текст] / А.В. Андреев, В.С. Петропольский// Вопросы производства и проектирования конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2(82). – Харьков: НАКУ, 2015. – С. 20-29.

209. Technical data sheet RAKU TOOL WB-0700 - RAMPF Tooling solutions Gmbh&Co KG.

210. ТИ 59-1032-13

211. Кривов, Г.А. Стоимость – важнейший параметр проекта гражданского самолета и показатель его конкурентоспособности [Текст] / Г.А. Кривов //



Технологические системы: науч.-технич. журнал. – К.: УкрНИИАТ, №5/2009. – С. 22 – 36.

212. Кива Д.С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: монография / Д.С. Кива, А.Г. Гребенников. – К.: ГП «Антонов», 2013 – Ч. 1. – 440 с. – Ч. 2 – 326 с. Ч. 3 – 427 с.

213. Вумек Джеймс П. Бережливое производство: как избавиться от потерь и добиться процветания вашей компании // Дж. П. Вумек, Д.Т. Джонс. – Пер. с англ. 2-е изд. – М.: Альпина Бизнес Букс, 2005. – 473 с.

214. Джордж Л. Майкл Бережливое производство + шесть сигм: Комбинируя качество шести сигм со скоростью бережливого производства / Майкл Л. Джордж. Пер. с англ. М.: Альпина Бизнес Букс, 2005. – 360 с. (Серия «Модели менеджмента ведущих корпораций»).

215. Ланкер Дж. Практика дао Toyota: Руководство по внедрению принципов менеджмента Toyota / Джеффри Ланкер, Дэвид Манер. Пер. с англ. – М.: Альпина Бизнес Букс, 2006. – 588 с. (Серия «Модели менеджмента ведущих корпораций»).

216. Левинсон У. Бережливое производство: синергетический подход к сокращению потерь / У. Левинсон, Р. Рерик. – Пер. с англ. А.Л. Раскина. – Под науч. ред. В.В. Брагина. – М.: РИА «Стандарты и качество», 2007. – 272 с. (Серия «Деловое совершенство»).

217. Луйстер Т. Бережливое производство: от слов к делу / Т. Луйстер, Д. Теппинг. – Пер. с англ. А.Л. Раскина. – Под науч. ред. В.В. Брагина. – М.: РИА «Стандарты и качество», 2008. – 132 с.

218. Фейгенсон Н.Б. Бережливое производство и системы менеджмента качества: серия докладов (зеленых книг) в рамках проекта «Промышленный и технологический форсайт Российской Федерации / Н.Б. Файгенсон, И.С. Мицкевич, М.С. Липецкая. – Фонд «Центр стратегических разработок «Северо-Запад». – СПб, 2012.

219. Hsien-Ming Chang/ Lean Production Implement Model for Aerospace Manufacturing Suppliers / Chang Hsien-Ming, Huang Chi Kong, Chan-Chen Torn //

Internat. Journal of Innovation Management and Technology. – Vol. 4. No 2, April 2013. – P. 248 – 252.

220. Бережливое производство / [http:// ru.wikipedia.org.](http://ru.wikipedia.org), Lean – это гонка без финиша. – Бережливое авиастроение или как это делает Боинг.

221. Алфутов, Н.А. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов [Текст] / Н.А. Алфутов, П.А. Зиновьев, Б.Г. Попов. – М.:Машиностроение, 1984. – 264 с.

222. Резник, С.В. Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций [Текст] / С.В. Резник // Актуальные проблемы развития ракетно-космической техники и систем вооружений: тр. МГТУ им Н. Э. Баумана. – № 606. – 2013. – С. 295 – 311.

223. Тетерс Г.А. Оптимизация оболочек из слоистых композитов [Текст] / Г.А. Тетерс, Р.Б. Рикардс, В.Л. Нарусберг. – Рига: Зинатне, 1978. – 240с.

224. Образцов, И. Ф. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов [Текст] / И.Ф. Образцов, В.В. Васильев, В.А. Бунаков. – М. : Машиностроение, 1977. – 144 с.

225. Хог, Э Прикладное оптимальное проектирование: Механические системы и конструкции [Текст] / Э. Хог, Я.Арора. – М.: Мир, 1983. – 478 с.

226. Воробей, В.В. Расчет термонапряженных конструкций из композиционных материалов [Текст] / В.В. Воробей, Е.В. Морозов, О.В. Татарников. – М.:Машиностроение, 1992. – 240 с.

227. Бунаков, В.А. Оптимальное проектирование конструкций из композиционных материалов [Текст] / В.А. Бунаков, В.Б. Маркин. – Барнаул: Алтай-ский гос. техн. ун-т им. И.И. Ползунова, 1994. – 57 с.

228. Зиновьев, П.А. Оптимальное проектирование композитных материалов [Текст] / П.А. Зиновьев, А.А. Смердов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 103 с.

229. Карпов Я.С. Принципы и методы синтеза параметров металлокомпозитных гетерогенных структур авиаконструкций [Текст] : дисс. д-ра техн. наук:05.07.02 / Карпов Яков Семенович. – Х., 1993. – 490 с.

230. Карпов, Я.С. Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов [Текст] / Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», 2006. – 359 с.

231. Научные основы безопасной технологии производства конструкций летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов : дисс. д-ра техн. наук:05.07.04 / Гайдачук Александр Витальевич. – Х., 2002. – 386 с.]

232. Молодцов Г.А. Напряженные элементы конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов [Текст]: моногр. / Г.А. Молодцов. – М.:Машиностроение, 1993. – 224 с.

233. Сироткин О.С.Соединения конструкций из композиционных материалов [Текст] / О.С. Сироткин, В.В. Воробей. – Л.: Машиностроение, 1985. – 168с.

234. Коган А.М. Экономика производства и применения стеклопластиков [Текст] / А.М. Коган, Л.И. Кошкин, Х.Р. Паркшеян; под общ. ред. И.В. Рахлина. – М.: Химия, 1972. – 240 с.

235. Цопа В.А. Основы технологии и создание ресурсосберегающего технологического комплекса производства агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов: Дис. докт. техн. наук: 05.07.04. – Харьков, 1992. – 412 с., ДСП.

236. Бейлин М.К. Экономическая оценка изготовления конструкций из стеклопластиков [Текст] / М.К. Бейлин. – Л.: Судостроение, 1965. – 31с.

237. Гайдачук А.В. Концепция оптимизации конструкций из композиционных материалов с учетом экономической эффективности [Текст] / А.В. Гайдачук, А.В. Чесноков // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. - №9. – С. 93-98

238. Лебедев И.К. Эксплуатационная долговечность элементов авиаконструкций из композиционных материалов: дис...канд. техн. наук 05.22.14 / Лебедев Игорь Константинович. - М., 2010. - 212 с

239. Немировский, Ю.В. Прочность элементов конструкций из композитных материалов [Текст] / Ю.В. Немировский, Б.С. Резников. – Новосибирск:Наука, 1986. – 168 с.

240. Рациональное проектирование армированных конструкций [Текст]:монограф. / Ю.В. Немировский, А.П. Янковский; по ред. В.М. Фомина. – Новосибирск: Наука, 2002. – 488 с.

241. Исследование задач оптимизации и разработка методов рационального проектирования агрегатов силовых конструкций с учетом физической нелинейности [Текст]: автореф. дисс. д-ра техн. наук: 05.07.03 / Селюгин Сергей Васильевич; Центр. Аэрогидродинамич. ин-т. – Жуковский, 1996. – 36 с.

242. Малков, В.П. Оптимизация упругих систем [Текст] / В.П. Малков, А.Г. Угодчиков. – М. : Наука, 1981. – 288 с.

243. Колесников Л.А. Основы теории системного подхода:моногр. [Текст] / Л.А. Колесников. – К.: Наукова думка, 1988. – 178 с.

244. Сливинский В.И. Научные основы технологии производства сотовых наполнителей и конструкций для летательных аппаратов и конверсионного назначения: Дис. докт. техн. наук: 05.07.04. – Харьков, 2001. – 385 с., ДСП.

245. Малков И.В. Научные основы технологии формообразования намоткой углепластиковых элементов ферменных конструкций космических аппаратов: Автореф. дис. докт. техн. наук: 05.07.02. – М., 2001. – 32 с.

246. Лизин В.Т. Проектирование тонкостенных конструкций [Текст] / В.Т. Лизин, В.А. Пяткин. – М.: Машиностроение, 1985. – 344 с.].

247. Андреев А.С. Эксплуатационная несущая способность конструкций отечественных и зарубежных воздушных судов транспортной категории из полимерных композиционных материалов. Часть 1. Общая постановка проблемы [Текст] / А.С. Андреев, А.С. Бычков, А.В. Кондратьев // Вісник ОНМУ. – Одеса:ОНМУ, 2016. – Вип. 1 (47) 60-67С.

248. Забашта, В.Ф. Научные основы систематизации объектов и моделирование операций в подготовке производства авиаконструкций из композиционных материалов: Дис. докт. техн. наук: 05.07.04. – Харьков, 1993. – 442 с., ДСП.

249. Забашта, В.Ф. Программные информационные комплексы в технологическом проектировании изделий авиационной техники [Текст] / В.Ф. Забашта // Информационные технологии в наукоемком машиностроении. – К.: Техніка, 2001. – С. 405 – 424.

250. Забашта, В.Ф. Общая концепция технологических экспертных систем [Текст] / В.Ф. Забашта // Технологические системы. – №2(8), 2001. – С. 75 – 79.

251. Гайдачук, А.В. Экспериментальное исследование формуемости и разориентации структуры армирования сферической детали из тканых заготовок. [Текст] / А.В. Гайдачук // Вопросы проектирования и технологии производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 15, Харьков: ГАКУ, 1999. – С. 57 – 63.

252. Цопа В.А. Разработка ресурсосберегающей технологии изготовления деталей соплового блока РДТТ из полимерных композиционных материалов: Дис. канд. техн. наук: 05.07.04. – Харьков, 1996. – 148 с., ДСП.

253. Применение конструкционных пластмасс в производстве летательных аппаратов [Текст] / Под ред. Абибова А.Л. – М.: Машиностроение, 1971. – 192 с.

254. Composite Materials, Technologies and Automation of Products Manufacturing. Ed. by K.V. Frolov, A.G. Bratukhin, O.S. Sirotkin and oth. – М.: SAMPE, 1997. – 523 p.

255. Вербицкая Н.А. Научные основы технологии терморезистивных композиционных материалов с заданной структурой и свойствами: Автореф. дис. докт. техн. наук: 02.00.16. – Саратов, 2000. – 33 с.

256. Цыплаков, О.Г. Основы формования стеклопластиковых оболочек [Текст] / О.Г. Цыплаков. – Л.: Машиностроение, 1968. – 176 с.

257. Армированные материалы и конструкции из них [Текст] / Под ред. Кононенко В.О., Ищенко В.И., Ван Фо Фы Г.А. – К.: Наукова думка, 1970. – 306 с

258. Лупкин Б.В. Научные основы механической обработки композиционных материалов, применяемых в авиастроении: Дис. докт. техн. наук в форме науч. доклада: 05.07.04. – Киев, 1997. – 61 с., ДСП.

259. Попова М.Ю. Исследование процесса и разработка режимов отверждения при изготовлении конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов: Автор. дис. канд. техн. наук: 05.07.04. – М.: МАИ, 1978. – 24 с.

260. Кудряченко В.В. Розробка ефективних режимів та обладнання для просочення тканих наповнювачів полімерними зв'язуючими: Автореф. дис. канд. техн. наук: 05.17.08. – Київ: Нац. техніч. ун-т «КПІ», 2002. – 19 с.

261. Гайдачук А.В. Рациональный раскрой при выкладке армирующих полуфабрикатов и энергетические параметры формообразования деталей авиаконструкций криволинейной формы из композиционных материалов: Дис. канд. техн. наук: 05.07.04. – Харьков, 1991. – 207 с.

262. Технология производства летательных аппаратов из композиционных материалов [Текст]: учеб. /В.Е. Гайдачук, В.Д. Гречка, В.Н. Кобрин, Г.А. Молодцов. – Х.: Харьк. авиц. ин-т, 1989. – 332с

263. Мурашов В.В. Дефекты монолитных деталей и многослойных конструкций из полимерных композиционных материалов. Ч.1. [Электронный ресурс] / В.В. Мурашов, А.Ф. Румянцев // Контроль. Диагностика. - №4, 2007. - С. 1-17 / Режим доступа [www.viam.ru/rublic](http://www.viam.ru/rublic).]

264. Гайдачук В.Е. О возможности регламентации технологических несовершенств в конструкциях из композиционных материалов [Текст]: /В.Е. Гайдачук, Н.Б. Воронцов, А.И. Рукавишников // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сборник науч. тр. Харьк. авиц. ин-та им. Н.Е. Жуковского. – Вып.6. – Х., 1981 – С. 124-129.

265. Гайдачук А.В. Анализ технологических дефектов, возникающих в серийном производстве интегральных авиаконструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Гайдачук, А.В. Кондратьев, Е.В. Омельченко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – Вып. 3(70). – С. 11-20

266. Эффективный подход к проблеме повышения качества интегральных авиакосмических конструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Гайдачук, В.В. Кириченко, А.В. Кондратьев, Е.В. Омельченко // Композиционные материалы в промышленности: сб. материалов 30 междунар. науч.-практич. конф., Ялта 7-11 июня 2010 г. / Украинский информационный центр «Наука. Техника. Технология». – К., 2010. – С. 469-471].

267. Андреев А.С. Эксплуатационная несущая способность конструкций отечественных и зарубежных воздушных судов транспортной категории из полимерных композиционных материалов. Часть 2. Анализ видов, характера и частоты эксплуатационных повреждений [Текст] / А.С. Андреев, А.С. Бычков, А.В. Кондратьев // Вісник ОНМУ. – Одеса:ОНМУ, 2016. – Вип. 2 (48). 180-192-С.

268. Рабинович, А.Л. Введение в механику армированных полимеров [Текст] / А.Л. Рабинович. – М.: Наука, 1970. – 482 с.

269. Болотин, В.В. Статистические методы в строительной механике. [Текст] / В.В. Болотин. – М.: Стройиздат, 1965. – 278 с.

270. Коваленко, В.А. Исследование технологических дефектов, возникающих в производстве агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов. Сообщение 1. Допуски на отклонения толщины формуемого изделия от проектного значения [Текст] / В.А. Коваленко // Авиационно-космическая техника и технология. – Вып. 3(90). – 2012. – С. 10 – 21.

271. Прочность, устойчивость, колебания [Текст]: справ. в трех томах. Т.1. / под общ. ред. И.А Биргера, Я.Г. Пановко. – М. : Машиностроение, 1966. – 831 с.

272. ДСТУ EN 13018:2017 «Неразрушающий контроль. Визуальный контроль. Общие принципы (EN 13018:2016, IDT)»

273. Бычков А.С. О взаимосвязи юридически-правовой поддержки жизненного цикла воздушных судов и проблемы обеспечения безопасности их конструкций [Текст] / А.С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». - Вып. 4 (84). - Х., 2015. - С. 79-85.

274. Фейгенбаум Ю.М. Влияние случайных эксплуатационных повреждений на прочность и ресурс конструкции воздушных судов [Текст] / Ю.М. Фейгенбаум, С.В. Дубинский // Научный вестник МГТУГА, №187, 2013. - С. 83-91.

275. Advisory Circular 20-107B, 8 September, 2009. - P. 12.

276. Гайдачук, В.Е. Уровни дефектов структуры в изделиях из полимерных композиционных материалов, возникающих в процессе их производства [Текст] / В.Е. Гайдачук, В.А. Коваленко // Авиационно- космическая техника и технология. 2012. – № 6(93). – С. 5 – 12.

277. Боклер Н. Самолет Боинг 787: Риск полностью композиционной конструкции // Air@Cosmos -2006. – 30.06. - N 2037.- P. 28-29.

278. Sébastien Hanser. A350 XWB composite bonded repair: New technology for new aircraft/ Sébastien Hanser, Guillaume Ferrer , Sébastien Dupouy// Jec composite magazine #128 – May- July 2019. pp.44-45

279. Андреев А.В. Особенности ремонта деталей из полимерных композиционных материалов при помощи автономного ремонтного оборудования / А.В. Андреев, Б.В. Лупкин, В.С. Нитка, В.С. Петропольский //Mechanics and Advanced Technologies: сб. науч. тр. Национального технического университета «КПИ». – Вып. 3 (84). – К., 2018.- С.69-74.

280. Андреев А.В. Развитие новых конструктивно-технологических решений крыльев самолета и ремонт композитных конструкций /С.А. Бычков, А.В. Гайдачук, А.В. Андреев, Wang Bo // Открытые информационные и компь-



ютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 86.– X., 2019. С. 76-91.

281. Коцюба, А.А. Сущность и содержание понятий эффективности в анализе перспективных объемов внедрения полимерных композиционных материалов в конструкциях отечественных гражданских самолетов [Текст] / А.А. Коцюба, А.В. Кондратьев // Технологические системы: научно-технич. журнал.– К.: УкрНИИАТ, 2016. – № 1(74).

282 Гордань, В.И. Материалоемкость и качество продукции [Текст] / В.И. Гордань. – К: Наукова думка, 1987. – 144 с.

283 Lackman L.M., Price M.A., Matoi T.T. Composites Applications to Aircraft structures Now and in the Future. – SAE Paper. N.790146.

284 Расчеты экономической эффективности новой техники: Справочник [Текст]. – Л.: Машиностроение, 1975. - 430 с.

285. Автоматизированные производства изделий из композиционных материалов [Текст] / В.С. Балакирев, А.А. Большаков, А.В. Заев и др. – М.: Химия, 1990. [Текст]. – 240 с.

286. Анализ влияния технологических внешних воздействий на изменение физико-химических свойств связующего в процессе изготовления полуфабрикатов для полимерных композиционных материалов [Текст] / В.Н. Кобрин, А.В. Гайдачук, О.Б. Кивиренко, Е.П. Цилюрик // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. трудов Гос. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков: ГАКУ, 1997. – С. 279 – 283.

287. Отчет о НИР «Исследование и разработка технологических решений по созданию прогрессивной технологии и оборудования для изготовления со-товых заполнителей» (заключительный) [Текст]; Таджикский гос. ун-т им. В.И. Ленина. – Душанбе, 1989. – 251 с.

288. Отчет о НИР «Исследование и разработка технологических решений по созданию прогрессивной технологии и оборудования для изготовления со-товых заполнителей» (промежуточный) [Текст]; Таджикский гос. ун-т им. В.И. Ленина. – Душанбе, 1988. – 101 с.

289. Определение технологических параметров процесса изготовления полуфабрикатов для полимерных композиционных материалов [Текст] / В.Н. Ко-брин, А.В. Гайдачук, О.Б. Кивиренко, Е.П. Цилюрник // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. трудов Гос.аэрокосмич. ун-та им.Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков: ГАКУ, 1996. – С. 374 – 376.

290. Забашта, В.Ф. Техническая подготовка производства конструкций из композиционных материалов [Текст] / В.Ф. Забашта. – К.: Техніка, 1993. – 147 с.

291. Гайдачук, А.В. О понятии технологичности препрегов в производстве изделий из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Гайдачук // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. трудов Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.:НАКУ «ХАИ», 1999. – Вып. 15. – С. 57–63.

292. Приготовление связующего 5-211БН, ЭНФБ, ЭНБФН, ЭНУП и изготовление препрегов на основе углеродных, стекло- и органонаполнителей на установках УПСТ-300, ТИ 59-1024-2012. Утв. гл. инж. ГП «Антонов» С.А. Бычков. – К.: АНТК «Антонов», 2012. – 43 с.

293. Изготовление трехслойных конструкций с полимерным сотовым за-полнителем методом одновременного прессования. Технологическая инструкция ОПИ 534-81. УкрНИИТМ. – Днепропетровск, 1981. – 41 с.

294. Руководящие технические материалы для конструкторов РТМ-87 [Текст]. – К.: АНТК «Антонов», 1987. – 387 с.

295. Tochtermann W. Maschinen zum Verarbeiten von Glassfaser-Kunststoffeund Gisscharzen. – Kunststoffe, 1968, 58, №1.

296. Гайдачук, А.В. Технология производства изделий из полимерных композиционных материалов: учебное пособие [Текст] / А.В. Гайдачук, М.А. Сидоренкова – Харьков: ХАИ, 1998. – 99 с.

297. Гайдачук, В.Е. Выбор оптимального давления при формировании кон-струкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / В.Е. Гайдачук, М.А. Сидоренкова // Вопросы проектирования и производства конструк-

ций летательных аппаратов: сб. науч. трудов Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.:НАКУ «ХАИ», 1997. – Вып. 15. – С. 8–12.

298. Гайдачук, А.В. Методика исследования технологических параметров процесса формования изделий из полимерных композиционных материалов на основе препрегов [Текст] / А.В. Гайдачук, // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. трудов Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.:НАКУ «ХАИ», 2002. – Вып. 30(3). – С. 17–22.

299. Сидоренкова, М.А. Исследование основных параметров режима отверждения при формовании конструкций из композиционных материалов [Текст] / М.А. Сидоренкова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. трудов Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.:НАКУ «ХАИ», 1992. – Вып. 30(3). – С. 27–31.

300. Гайдачук, А.В. Технологические деформации и напряжения в клеевом металлокомпозитном соединении с учетом кинетики отверждения клея [Текст] / А.В. Гайдачук, Хорхе Эрнандес Тамайо // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. трудов Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.:НАКУ «ХАИ», 2000. – Вып. 19(2). – С. 132–142.

301. Гайдачук, А.В. Экспериментальное исследование качества склейки опытных фрагментов панелей солнечных батарей клея [Текст] / А.В. Гайдачук, В.И. Сливинский, Хорхе Эрнандес Тамайо // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. трудов Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.:НАКУ «ХАИ», 2001. – Вып. 26(3). – С. 51–62.

302. Методы определения токсичности и опасности химических веществ (токсикометрия) [Текст] / Под ред. И.В. Саноцкого. – М.: Медицина, 1970. – 343 с.

303. Предельно допустимые концентрации вредных веществ в воздухе и воде: справочник [Текст]. – Л.: Химия, 1975. – 456 с.

304. Шефтель, В.С. Полимерные материалы. Токсичные свойства: справочник [Текст] / В.С. Шефтель. – Л.: Химия, 1982. – 297 с.

305. Гайдачук, А.В. Новый подход к оценке безопасности технологических процессов на ранних стадиях подготовки производства [Текст] / А.В. Гайдачук // Авиационно-космическая техника и технология: тр. Харьк. авиац. ин-та за 1995 г. – Харьков: ХАИ, 1996. – С. 369–373.

306. Гайдачук, А.В. Концепция синтеза оптимальных параметров технологических процессов изготовления композитных конструкций на основе критериев энергозатрат и безопасности жизнедеятельности [Текст] / А.В. Гайдачук, О.Б. Кивиренко, В.Н. Кобрин // Авиационно-космическая техника и технология: тр. Харьк. авиац. ин-та за 1997 г. – Харьков: ХАИ, 1998. – С. 346–348.

307. Аль-Таххан-Биляль О выборе критерия безопасности производственной деятельности [Текст] / Аль-Таххан-Биляль, А.В. Гайдачук, Е.Б. Хвастунова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. трудов Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.: НАКУ «ХАИ», 1998. – Вып. 12. – С. 86–91.

308. Гайдачук, А.В. Экономические показатели и критерии безопасности производственной жизнедеятельности при изготовлении препрегов для конструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Гайдачук, В.В. Гайдукова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. трудов Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х.: НАКУ «ХАИ», 1999. – Вып. 14. – С. 114–121.

309. Гайдачук, А.В. Концепция безопасной технологии производства и реализации основных этапов жизненного цикла летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Гайдачук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: ХАИ, 1999. – Вып. 11. – С. 130–136.

310. Гайдачук, А.В. О концепции создания интегрированной системы прогнозирования и обеспечения безопасности жизнедеятельности в информационном комплексе подготовки и управления машиностроительным производ-

ством [Текст] / А.В. Гайдачук // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: ХАИ, 2002. – Вып. 12. – С. 85–92.

311. Бабушкин А.И. Экономика предприятия: Учеб. пособие для вузов. – Х.: ХАИ, 2003. – 449 с.

312. Бабушкин, А.И. Экономика предприятия авиационно-космической отрасли: учеб. пособие; преддипломный курс [Текст] / А.И. Бабушкин. – Х.: НАКУ «ХАИ», 2005. – 258 с.

313. J. Verrey, M.D. Wakeman, V. Michaud and J.- A.E. Månson “Manufacturing Cost Comparison of Thermoplastic and Thermoset RTM for an Automotive Floor Pan”. Composite Part A, Vol.37, pp9-22, 2006.

314. M. Åkermo and B.T. Aström “Modelling Component Cost in Compression Moulding of Thermoplastic Composite and Sandwich Components”. Composite Part A, Vol.31, pp319- 333, 2000.

315. J. Ye, B. Zhang and H. Qi “Cost Estimates to Guide Manufacturing of Composite Waved Beam”. Materials and Design, Vol.30, pp452-458, 2009

316. R. Tong, S.V. Hoa\*, and M. Chen « Cost Analysis on L-shape Composite Component Manufacturing ». Materials of 18th International Conference on composite materials, 2011.

317. Андреев, А.В. Влияние автоматизации технологических процессов производства деталей из полимерных композитов на качественные и экономические характеристики изделий [Текст] / А.Д. Тарасюк, А.В. Андреев, А.Ю. Артаков // Вопросы производства и проектирования конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(83). – Харьков: НАКУ, 2015. – С. 7-16.

318. Armbruster, T. Producing CFPR parts more than twice as fast using laser projectors for aerospace [Текст] / Т. Armbruster // JEC Composites Magazine № 90 - 2014. - P. 55 - 56.

319. Федотов М.Н. Основы проектирования элементов аэрокосмической техники [Текст]: учебник: в 3 ч. /М.Н. Федотов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2015 – Ч. 2., т.1 – 516 с. – с.14.

320. Shama Rao N., Simha T.G.A., Rao K.P., Ravi Kumar G.V.V. Carbon composites are becoming competitive and cost effective [Текст] / Shama Rao N. // White paper – External Document, Infosys Limited, 2018.
321. Забашта В.Ф. Интегральные конструкции из полимерных композиционных материалов: технологические аспекты // Технологические системы, 2007. Вып. 4/2007. С. 16 – 35.
322. Autoclave quality outside the autoclave? // High-Performance Composites. March 2006. P. 44 – 49.
323. Donna K., Dawson D. Composite Spoiler Brake Airbus For Landing // High Performance Composites. 07.01.2006.
324. Боклер Н. Технология снижения массы и затрат // Air&Cosmos. 17.03.2006. №2022. С. 22 – 30.
325. Arsent R., Ermanni P. Quality Control of RTM Processes using numerical Simulations and coupled Sensors for Flaw Visualization // SAMPE EUROPE. International Conference. 2007. Paris. P. 377 – 382.
326. Боклер Н. В скором времени будет сертифицирована гермоперегородка самолета Боинг 787 // Air&Cosmos 08.02.2008. №2111. С. 19.
327. Claret Viros D. и др. The Airbus A380 HTP. The worlds Largest airborne composite tanner // JEC Composites Magazine, N18, 2005. P.37 – 39.
328. Black S. An elegant solution for big composite part // High Performance Composites, may 2003. P. 45 – 49.
329. Sanjay K. Mazumdar. Composites Manufacturing CRC Press. 2002. 392p.
330. Henderson J.L. Combined structural and manufacturing optimization of stiffened composite panels // Journal of Aircraft, 1999. 36. №1. P. 246 – 254.
331. Thomas K. Tsotsis. Development of interlayer-toughening of performs // International conference 2 – 4 April 2007. Paris Seiko 2007.
332. Creech G. Meso-modelling of non-crimp fabric composites for coupled drape and failure analysis // J. Mater. Sci. 2006. 41. N20. P. 6725 – 6736.
333. Sarma is betting on advanced materials // JEC Composites. – N14

January, 2005.

334. Тканые конструкционные материалы [Текст] / Под ред. Чу Т.В. – М.: Мир, 1991. – 430 с.

335. Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технология [Текст] / Под ред. Берлина А.А. – Санкт-Петербург: Профессия, 2008. – 557 с.

336. Шиндлер Гай Высококачественные, экономичные высокотемпературные формы для процесса трансферного формования с вакуумированием (ВАРТМ) [Текст] // Труды Международной конференции. Москва. 27–30 авг. 2003. – М.: Знание, 2004. – С. 582–587

337. Hirano Y. и др. An investigation on spring in behavior of Va-RTM Composite Wing Structure // 16TH International Conference on Composite Materials. – P. 1–7.

338. Проспект корпорации HEXCEL. Advanced Fibre – Reinforced Matrix Products for Direct Processes. Vfrch 2007.

339. Niggemann C., Gillespie. Experimental Investigation of the Controlled Atmospheric Pressure Resin Infusion (CARPI) Process // Journal of Composites materials, vol. 42, No. 11, 2008. P. 1049 – 1061.

340. Han N.L. Resin film infusion of stitched stiffened composite panels // Composites. A 29(3) 34. N3. P. 227 – 236.

341. Jose Manuel Luna Diaz Composites: 30 years of continued R&D as the driving force behind aero structures progress [Текст] / Jose Manuel Luna Diaz // SAMPE EUROPE 33th International Conference and Forum – Keynote 1, pp. 2-41.

## ДОДАТОК А

## СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

**Статті у збірниках,  
що включені до переліку наукових фахових видань України**

1. Андреев, А.В. Полимерные износостойкие композиты с наполнителями из порошковых отходов механической обработки углепластиков [Текст] / Л.Р. Вишняков, В.Н. Морозова, В.П. Мороз, В.Т. Варченко, А.С. Бычков, А.В. Андреев// Технологические системы: Научно-технический журнал. – Вып. 4/2015. – Киев: 2015. – С. 44-51. *Особистий внесок здобувача: автор встановив залежність між швидкістю ковзання та коефіцієнтом тертя у різних діапазонах швидкостей для виробів з «вторинних» композитів.*

2. Андреев, А.В. Эксплуатационная несущая способность конструкций отечественных и зарубежных воздушных судов транспортной категории из полимерных композиционных материалов. Часть 1. Общая постановка задачи [Текст] / А.В. Андреев, А.С. Бычков, А.В. Кондратьев // Вестник Одесского национального морского университета – Вып. 1(47). – Одесса:2016. – С. 60-69. *Особистий внесок здобувача: автором виконаний аналіз та доведено перманентне зростання полімерних композиційних матеріалів у конструкціях літаків, що підвищує економічну та вагову ефективність літаків.*

3. Андреев, А.В. Эксплуатационная несущая способность конструкций отечественных и зарубежных воздушных судов транспортной категории из полимерных композиционных материалов. Часть 2. Анализ видов, характера и частоты эксплуатационных повреждений [Текст] / А.В. Андреев, А.С. Бычков, А.В. Кондратьев // Вестник Одесского национального морского университета – Вып. 2(48). – Одесса:2016. – С. 173-180. *Особистий внесок здобувача: на основі виконаних досліджень автором був встановлений зв'язок між експлуатаційни-*



*ми пошкодженнями та дефектами виробів з ПКМ з тими які виникають у процесі виробництва.*

4. Андреев А.В. Особенности ремонта деталей из полимерных композиционных материалов при помощи автономного ремонтного оборудования / А.В. Андреев, Б.В. Лупкин, В.С. Нитка, В.С. Петропольский //Mechanics and Advanced Technologies: сб. науч. тр. Национального технического университета «КПИ». – Вып. 3 (84). – К., 2018.- С.69-74. *Особистий внесок здобувача: автором запропоновано загальну постановку задачі та вионано оцінку ступеня технологічності ремонту з використанням автономного ремонтного обладнання.*

**Статті у збірниках України, що включено до міжнародної наукометричної бази даних Index Copernicus International**

5. Oleksandr Haidachuk Classification aspects of rational utilization of polymer composite materials in the civil aircraft structures/ Oleksandr Haidachuk, Wang Bo, Serhii Bychkov, Oleksii Andrieiev// Proceedings of the National Aviation University, №3(80), 2019, pp. 36-40. *Особистий внесок здобувача: автором запропоновані основні критерії ефективного вибору типів полімерних композиційних матеріалів з урахуванням принципів технологічності при виготовленні виробів.*

6. Oleksii Andrieiev Prospects and aspects of advanced polymeric composite materials introduction in Antonov aircraft structures / Oleksii Andrieiev// Proceedings of the National Aviation University, № 4 (81), 2019, pp. 14-18.

7. Андреев, А.В. Технологические аспекты применения пленочных связующих при создании конструкций из композиционных материалов пассажирских и транспортных самолетов [Текст] / А.В. Андреев, З.Н. Демиденко, А.В. Андреева// Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(76). – Харьков: НАКУ, 2013. – С. 21-27. *Особистий внесок здобувача: автором організована робота з виготовлення зразків склопластику за техноло-*

*гією resin film infusion. Проведений аналіз отриманих результатів та визначено ефективність запропонованої технології.*

8. Андреев, А.В. Оптимизация выбора материала мастер-моделей для изделий из полимерных композиционных материалов (ПКМ) в условиях единичного и опытного производства в изделиях авиационной техники [Текст] / А.В. Андреев, В.С. Петропольский // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2(82). – Харьков: НАКУ, 2015. – С. 20-29. *Особистий внесок здобувача: автором сформовані вимоги до сучасного технологічного оснащення, на підставі проведеної експериментальної роботи, запропоновано ряд рекомендацій по використанню оснащення у серійному та одиничному виробництві.*

9. Андреев, А.В. Влияние автоматизации технологических процессов производства деталей из полимерных композитов на качественные и экономические характеристики изделий [Текст] / А.Д. Тарасюк, А.В. Андреев, А.Ю. Артаков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(83). – Харьков: НАКУ, 2015. – С. 7-16. *Особистий внесок здобувача: автором синтезовані залежності необхідної кількості технологічного обладнання (лазерних проекторів та розкріпних машин) для забезпечення виробництва в залежності від програми випуску літаків.*

10. Андреев, А.В. Современные конструктивно-технологические решения агрегатов авиаконструкций из полимерных композиционных материалов и их реализация на предприятии Stelia Aerospace [Текст] / А.В. Андреев, Я.О. Головченко, А.А. Коцюба // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(84). – Харьков: НАКУ, 2015. – С. 95-104. *Особистий внесок здобувача: автором доведено необхідність використання сучасних технологій виробництва виробів з ПКМ, пов'язаних із впровадженням систем пошарового моделювання та високотехнологічного обладнання.*

11. Андреев, О.В. Вплив механічної обробки на якість поверхонь полімерних композиційних матеріалів [Текст] / Є.В. Корбут, О.В. Андреев, І.Р. Дерек, О.В. Радько, В.Ф. Лабунець // Проблеми тертя та зношування: Зб. наукових праць Національного авіаційного університету. – Випуск 2(61). – Київ, 2013. – С. 96-100. *Особистий внесок здобувача: автором проведені експериментальні роботи з метою визначення впливу швидкості різання на якість обробленої верхні композита.*

12. Андреев, А.В. Анализ некоторых фундаментальных проблем создания конструкций из композитных материалов и возможных путей их решения [Текст] / А.В. Андреев, Я.С. Карпов, И.М. Тараненко, М.А. Шевцова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(88). – Харьков: НАКУ, 2016. – С. 37-50. *Особистий внесок здобувача: автором сформульовано дві з семи проблем створення композитних конструкцій, а саме: залежність властивостей композиту від технологічного процесу його створення, та необхідність забезпечення високого рівня повторюванності компонентів композиту та необхідність забезпечення необхідних методів неруйнівного контролю для виробів з полімерних композиційних матеріалів.*

13. Андреев, А.В. Исследование пастообразных клеев фирмы 3М для склеивания и ремонта композитных панелей [Текст] / А.В. Андреев, В.С. Нитка // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1(89). – Харьков: НАКУ, 2017. – С. 38-51. *Особистий внесок здобувача: автором запропоновано загальну постановку задачі та виконано аналіз можливості впровадження клеїв у конструкції літаків «Ан».*

14. Андреев А.В. Экспериментальное исследование свойств углепластиков с добавками ВУК ADDITIVES & INSTRUMENTS / А.В. Андреев, И.А. Ковалева, С.М. Гайдукова, Т.А. Сергеева // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (96).– Х., 2018. – С. 130-141. *Особистий*

*внесок здобувача: автором досліджено вплив домішок на здатність збільшувати властивості змочування скло-, та вуглецевих волокон у процесі виготовлення препрегів.*

15. Андреев А.В. Тенденции и перспективы применения полимерных композитов в европейском авиастроении / А.В. Андреев, Донец А.Д. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (98).– Х., 2019. С. 19-31. *Особистий внесок здобувача: автором зроблено комплексний аналіз сучасних технологічних методів виробництва конструкцій із полімерних композиційних матеріалів. Зроблено акцент щодо динамічного розвитку адитивних технологій та необхідності їх використання з метою підвищення ефективності літаків «Ан».*

16. Андреев А.В. Основы конструирования соединительных законцовок деталей и агрегатов из композиционных материалов / А.В. Андреев, Гаврилко В.В., Карпов Я.С., Тараненко И.М., Шевцова М.А. // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2 (98).– Х., 2019. С. 7-22. *Особистий внесок здобувача: зроблено аналіз специфічних властивостей конструювання з'єднань деталей з полімерних композиційних матеріалів та сформульовано особливості, які потрібно враховувати у проектуванні та виборі типів з'єднань, а саме: товщину деталей, низькі характеристики на зминання та зріз, відмінність коефіцієнтів лінійного температурного розширення та інші.*

17. Андреев, А.В. Концепция технологического обеспечения создания эффективных конструкций отечественных гражданских самолетов из полимерных композиционных материалов в современных условиях [Текст] / А.В. Андреев, В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, О.В. Орлов // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3(138). – Харьков: НАКУ, 2017. – С. 64-77. *Особистий внесок здобувача: автором розроблено сучасний класифікатор технологічних процесів для композитних виробів та синтезована загальна блок-схема складових концепцій.*

*пії створення нових цивільних літаків, частковим випадком якої є виробництво агрегатів з полімерних композиційних матеріалів.*

18. Андреев А.В. Перспективы роста применения термопластичных композиционных материалов в мировом авиастроении / С.А. Бычков, А.В. Гайдачук, А.В. Андреев, Wang Bo // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 86.– X., 2019. С. 61-76. *Особистий внесок здобувача: на основі проведеного аналізу, автором надано опис сучасної тенденції застосування термопластичних матеріалів у сучасній галузі авіабудування.*

19. Андреев А.В. Развитие новых конструктивно-технологических решений крыльев самолета и ремонт композитных конструкций /С.А. Бычков, А.В. Гайдачук, А.В. Андреев, Wang Bo // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 86.– X., 2019. С. 76-91. . *Особистий внесок здобувача: автором виконано аналіз розвитку нових конструктивно-технологічних рішень крил літака з композиційних матеріалів, які мають високий технічний та економічний потенціал.*

#### **Статті у міжнародних збірниках України , які відносяться до категорії «А»**

20. Гайдачук А.В. Разработка комплексного критерия рационального выбора полимерных композиционных материалов/ Гайдачук А.В., Wang Bo, Бычков С.А, Андреев А.В.// Фізико-хімічна механіка матеріалів: сб. науч. тр. Физико-механического института им. Г.В. Карпенко НАН Украины. – Том 55, №6. – Л., 2019. С. 110-118. *Особистий внесок здобувача: автором синтезовані складові формування комплексного критерію другого рівня ефективності ПКМ на етапах створення конструкції.*

### Тези

21. Andrieiev O. High temperature resistant binder for carbon plastics based on polyfunctional epoxies and nitriles / A. Fanleib, K. Gusakova, O. Melnik, V. Petropolskiy, O.Andrieiev, M. Kazakevich // JRC Conference and workshop reports: Materials resistant to extreme conditions for future energy systems. Kyiv, 2017. – p. 54.

22. Андреев О.В. Нове теплостійке зв'язуюче для вуглепластиків на основі кополімерів поліфункціональних епоксидів та нітрילів тетракарбонових кислот / О.М. Файнлейб, О.Г. Мельничук, І.Ю. Даниленко, О.В. Андреев, К.В. // Тези доповідей 17 української конференції з космічних досліджень. – Одеса: 2017. – С.108.

23. Andrieiev O. Development Antonov Company at the current stage / S.Bychkov, O.Semenets, O.Andrieiev //Materials of International forum on new materials industrialization and first CEE Forum on new materials new equipment industry and talent development – Ningbo: 2017.

24. Andrieiev O. Polymer composites on Antonov: from past to the future/ O.Andrieiev //Materials of 2018 China (Ningbo) – CEE countries high level talents cooperation symposium. – Ningbo: 2018.

25. Андреев О.В. Полимерные композиты на ГП «АНТОНОВ»: история и перспективы развития / Андреев О.В., В.Г. Читак // Тезисы докладов XII международных молодежных научно-технических чтений им. А.Ф. Можайского. - Запорожье: 2019. – С.214.

26. Бычков С.А. Развитие Государственного предприятия «АНТОНОВ» в современных условиях / Бычков С.А., Андреев А.В., Нечипоренко О.Ю. // Материалы международной научно- технической конференции «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта». – Херсон:2019. – С.358-364.

27. Андреев А.В. Развитие полимерных композитов на ГП «АНТОНОВ» в современных условиях /Андреев А.В. // Материалы международной научно-технической конференции «Composite Ukraine 2020». – Киев :2020. – С.29.

## Патенти

28. Пат. 135434 UA. Спосіб виготовлення підсилюючого елемента повітряного судна з полімерної композиції, МПК (2019.01) B64C 1/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № и 2019 01455; заяв. 14.02.2019; опубл. 25.06.2019, Бюл. №. 12 – 4 с. *Особистий внесок здобувача: автором запропоновано використання гумової суміші для формування підсилюючого елемента конструкцій з полімерних композиційних матеріалів для повітряних суден.*

29. Пат. 136176 UA. Композиція для виготовлення елемента, що підсилює деталі повітряного судна, МПК (2019.01) C08L 61/10 (2006.01) C08J 9/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № и 2019 01456; заяв. 14.02.2019; опубл. 12.08.2019, Бюл. №. 15 – 4 с. *Особистий внесок здобувача: запропоновано та впроваджено модифікацію композиції для виготовлення підсилюючих елементів повітряних суден.*

30. Пат. 136300 UA. Спосіб виготовлення підсилюючого елемента повітряного судна з полімерної композиції, МПК (2019.01) B64C 1/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № и 2019 02319; заяв. 11.03.2019; опубл. 12.08.2019, Бюл. №. 15 – 3 с. *Особистий внесок здобувача: автором запропоновано використати розділову плівку з липким шаром для запобігання адгезії компонентів формуючої суміші з поверхнею технологічного оснащення.*

31. Пат. 136301 UA. Композиція для виготовлення елемента, що підсилює деталі повітряного судна, МПК (2019.01) C08L 61/10 (2006.01) C08J 9/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № и 2019 02320; заяв. 11.03.2019; опубл. 12.08.2019, Бюл. №. 15 – 6 с.

*Особистий внесок здобувача: для отримання питомої міцності та жорсткості підсилюючого елемента автором запропоновано використання стільникового заповнювача в якості основи для заливання композиції.*

32. Пат. 138482 UA. Спосіб виготовлення підсилюючого елемента повітряного судна з полімерної композиції, МПК (2019.01) B64C 1/00 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № и 2019 05876; заяв. 29.05.2019; опубл. 25.11.2019, Бюл. №. 22 – 4 с.

*Особистий внесок здобувача: автором запропоновано використання скляних мікросфер у рецептурі сінпрегу для підвищення характеристик суміші, що використовується для формування підсилюючого елемента повітряного судна*

33. Пат. 142027 UA. Спосіб підготовки технологічної оснастки для формоутворення деталей з полімерних композиційних матеріалів, МПК (2006.01) B29C 33/38 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Корольков Ю.А. – № и 2019 10617; заяв. 28.10.2019; опубл. 12.05.2020, Бюл. №. 9 – 6 с. *Особистий внесок здобувача: автором запропоновано використати антиадгезійну рідину марки Frekote для підвищення якості формуючої поверхні.*

34. Пат. 142042 UA. Спосіб виготовлення великогабаритної конструкції з полімерного композиційного матеріалу, що містить отвори під установку лючок МПК (2006.01) B29C 39/42 /О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Яремченко В.Г., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андреев, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Чітак В.Г., Яремченко В.Г., Корольков Ю.А. – № и 2019 11119; заяв. 13.11.2019; опубл. 12.05.2020, Бюл. №. 9 – 6 с. *Особистий внесок здобувача: запропонована попередня викладка препрегу в зонах отворів для більш якісного формування деталі.*

35. Пат. 143356 UA. Оснащення для формування деталі з полімерного композиційного матеріалу МПК (2020.01) B29C 43/20 /О.В. Андреев, С. А. Бич-



ков, Б.В. Лупкін, Гайдукова С.М., Сердюк Д.В., Корольков Ю.А.; заявник і патентовласник О.В. Андрєєв, С. А. Бичков, Б.В. Лупкін, Гайдукова С.М., Сердюк Д.В., Корольков Ю.А. – № и 2020 00657; заяв. 04.02.2020; опубл. 27.07.2020, Бюл. №. 14 – 5 с. *Особистий внесок здобувача: запропоновано використати композицію марки Aircast 3700 A/B у якості формувального елемента.*

## ДОДАТОК Б

### АКТИ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДИСЕРТАЦІЇ



Акт впровадження результатів дисертаційної роботи  
**Андрєєва Олексія Вікторовича**  
**«НАУКОВІ ОСНОВИ ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ СТВОРЕННЯ**  
**КОНСТРУКЦІЙ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ**  
**МАТЕРІАЛІВ НА ЕТАПАХ ЖИТТЄВОГО ЦИКЛУ ВИРОБУ»**  
 поданої на здобуття вченого ступеня доктора технічних наук

Цей акт складений у тому, що на базі розроблених в дисертаційної роботи Андрєєва О.В. наукових основ підвищення ефективності створення конструкцій транспортних літаків з полімерних композиційних матеріалів на етапах життєвого циклу виробів, технологічного забезпечення й оптимізації вибору технологічних процесів виробництва, обґрунтування необхідності автоматизації технологічних процесів з метою підвищення ефективності рівня виробництва композитних конструкцій, на підприємстві ДП «АНТОНОВ» впроваджені:

- інтегральний класифікатор етапів життєвого циклу виробів, що враховує зв'язок технологічних процесів виробництва із застосовуваними матеріалами для оптимізації й раціонального вибору процесів виробництва;
- методика розрахунку щодо впровадження високотехнологічного обладнання для зниження обсягу ручної праці й підвищення якості композитних конструкцій з визначенням періодів окупності залежно від темпів виробництва авіаційної техніки;
- рекомендації щодо визначення оптимальних параметрів технологічного оснащення для виробів з полімерних композиційних матеріалів з урахуванням особливостей виробництва та серії виготовлення деталей;
- рекомендації щодо уникнення технологічних дефектів, які виникають у процесі виробництва деталей з метою підвищення фізико-механічних характеристик деталей, та забезпечення їх якості та ресурсу.

Заст. Головного інженера  
(з нових технологій), к.т.н.

Начальник відділу технологій та  
досліджень композиційних матеріалів, к.т.н.

 Нечипоренко О.Ю.

 Петропольський В.С.



ЗАТВЕРДЖУЮ:  
 Технічний директор  
 ПАТ «Мотор Січ»  
 П.Д. Жеманюк  
 «10» \_\_\_\_\_ 2020 р.

Акт впровадження науково-технічних матеріалів  
 результатів дисертаційної роботи  
**Андрєєва Олексія Вікторовича**  
**«Наукові основи підвищення ефективності створення  
 конструкцій транспортних літаків з полімерних  
 композиційних матеріалів на етапах життєвого циклу виробу»**

Акт складений про те, що на ПАТ «Мотор Січ» використовуються наступні науково-технічні матеріали, що містять результати дисертації:

- залежності для ефективного впровадження засобів автоматизації основних технологічних операцій процесу виготовлення виробів із ПКМ: розкрою заготовок і формоутворення в комплексі із сучасним програмним забезпеченням для пошарового моделювання конструкцій із ПКМ;
- наукових основ підготовки виробництва, що гармонізовані з алгоритмом вибору технологічних процесів;
- метод оптимізації конструктивно-технологічних параметрів конструкцій з полімерних композиційних матеріалів шляхом виявлення технологічних дефектів на ранніх етапах підготовчих операцій виробництва та при виготовленні виробів;
- рекомендації по вибору типу оснащення в залежності від виробничих факторів, матеріалів що використовуються, об'ємів виробництва та вимог якості.

Підпис

Підпис

*А.В. Андрєєв*  
 Зам. гл. інженера  
*Малышкін І.А.*  
 Нач. бюро ПКМ ЧРМСи

**ЗАТВЕРДЖУЮ:**

Помічник ректора із забезпечення якості освіти

Національного аерокосмічного  
університету ім. М.С. Жуковського

«Харківський авіаційний інститут»

Ю.А. Воробйов

2020 р.



Акт про впровадження та використання результатів дисертаційної роботи  
**Андрєєва Олексія Вікторовича «Наукові основи підвищення ефективності  
створення конструкцій транспортних літаків з полімерних композиційних матеріалів  
на етапах життєвого циклу виробу»**

в навчальному процесі Національного аерокосмічного університету  
ім. М.С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут»

Результати досліджень та розробок, викладених у роботі Андрєєва О.В. використовуються в навчальному процесі на кафедрі авіаційного матеріалознавства. Зокрема матеріали використовуються в лекціях, практичних заняттях і курсовому проектуванні відповідно до навчальних програм дисциплін, а також у методичних матеріалах з курсового та дипломного проектування студентів, що навчаються за програмами підготовки бакалаврів і магістрів спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Використовуються матеріали в яких Андрєєв О.В. обґрунтував теоретичні та практичні аспекти проблеми пов'язані з:

- аналізом світових тенденцій збільшення використання полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) у конструкціях та агрегатах авіаційної техніки та проблем впровадження ПКМ на різних етапах життєвого циклу;
- класифікацією етапів життєвого циклу виробів з ПКМ, що забезпечує розрахунок ефективності складових етапів у аспекті економічних витрат та їх реалізацію у рамках діючих критеріїв та обмежень;
- наукове обґрунтування застосування технологічних процесів виготовлення деталей із ПКМ для різних умов виробництва;
- генеральну класифікаційну таблицю, що враховує теоретичні, технологічні й експериментальні етапи створення виробів із ПКМ із урахуванням принципів підходів до створення технологічного оснащення й відпрацьовування технологічних процесів виробництва.

Завідуючий кафедрою композитних конструкцій  
та авіаційного матеріалознавства, к.т.н., доцент

М.А. Шевцова





УТВЕРЖДАЮ:

Главный инженер

ХГАПП

В.И.Алейников

2020 г.

## АКТ

внедрения результатов диссертационной работы

Андреева Алексея Викторовича

«Научные основы повышения эффективности создания конструкций транспортных самолетов из полимерных композиционных материалов на этапах жизненного цикла изделия»

Результаты диссертационной работы Андреева А.В. современны, актуальны и имеют практическую значимость для Харьковского государственного авиационного производственного предприятия и направлены на повышения уровня эффективности авиационной техники.

Основные научные и практические результаты диссертационной работы Андреева А.В. внедрены на ХГАПП в виде:

- рекомендаций о необходимости и эффективности внедрения средств автоматизации основных технологических операций, составляющих технологического процесса изделий из ПКМ в комплексе с внедрением современного модуля для послойного моделирования изделий из ПКМ;
- методики по определению необходимого количества лазерных проекторов и раскройных машин в зависимости от программы выпуска самолетов и соответственно трудоемкости производства;
- классификатора, описывающего полный комплекс работ жизненного цикла изделий для производства наиболее эффективных изделий из ПКМ в соответствии с имеющимися ограничениями на производстве.

Главный технолог

Лысых Н.А.

Главный конструктор

Павленко С.А.