

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

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

БИЧКОВ АНДРІЙ СЕРГІЙОВИЧ

УДК 629.715.33/621.7.62

ДИСЕРТАЦІЯ

**КОНЦЕПЦІЯ ПІДВИЩЕННЯ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ
ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦІЙ АГРЕГАТІВ ВІТЧИЗНЯНИХ
ЦИВІЛЬНИХ ЛІТАКІВ СПЕЦІАЛЬНИМИ МЕТОДАМИ
ПОРОШКОВОЇ МЕТАЛУРГІЇ**

Спеціальність 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування
літальних апаратів

Галузь знань 13 – механічна інженерія

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.

_____ А. С. Бичков

Науковий консультант: Ігнатович Сергій Ромуальдович,
доктор технічних наук, професор

Київ – 2019

АНОТАЦІЯ

Бичков А. С. Концепція підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних цивільних літаків спеціальними методами порошкової металургії. – 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 (13 – Механічна інженерія). – Державне підприємство «АНТОНОВ» Державного концерну «УКРОБОРОНПРОМ», Національний авіаційний університет Міністерства освіти і науки України, Київ, 2019.

У дисертаційній роботі вирішувалася науково-технічна проблема підвищення вагової віддачі, надійності та інших льотно-технічних характеристик вітчизняних цивільних літаків, що забезпечує їх високу конкурентоспроможність на міжнародному ринку продажів і послуг шляхом розробки наукових основ концепції підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів планера літака методами і засобами порошкової металургії; розробки та обґрунтування критеріїв ефективності порошкових конструктивних елементів (ПКЕ) на етапах проектування і конструювання агрегатів ПС ТК; проведення аналізу ефективності етапів технологічної підготовки виробництва агрегатів ПС ТК і відповідної організаційної структури та впровадження методології забезпечення ефективного обсягу застосування ПКЕ в конструкції агрегатів планера ПС ТК на ДП «Антонов» та інших підприємствах авіакосмічної галузі України.

Теоретичні дослідження виконані на основі використання методів системного аналізу і математичної логіки, структурного аналізу, реалізований апарат теорії класифікацій і кваліметрії, експертних оцінок, синтезу критеріальних оцінок ефективності застосування порошкових матеріалів. Використано також

методи синтезу іонно-плазмових і газотермічних покриттів, фрактографії, неруйнівного контролю якості покриттів, методи формування металокерамічних і металополімерних матеріалів, електроіскрові й триботехнічні методи випробувань, реалізовано методи теорії інженерного прогнозування ефективних обсягів застосування матеріалів порошкової металургії в агрегатах літаків.

Проведено огляд і аналіз світових тенденцій розвитку цивільних літаків, який виявив шляхи підвищення ефективності агрегатів літаків даного класу шляхом збільшення обсягу застосування в планері літака ПКМ, а також нових матеріалів і технологій порошкової металургії. Розкриті ймовірні причини цього зростання: перманентне збільшення функціональних властивостей порошкових матеріалів та їх номенклатури, посилення ролі наукового забезпечення засобами інформаційних і комп'ютерних технологій, а також ефективних КТР. Сформульовано мету і задачі дослідження.

Вперше розроблено наукові основи загальної методології оцінки ефективності методів порошкової металургії, які адаптовані до використання в агрегатах цивільних літаків, що включають запропонований і реалізований концептуальний підхід до критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаційних конструкцій, які формуються методами порошкової металургії; класифікацію експлуатаційних властивостей конструкційних матеріалів, згрупованих у вигляді критеріїв одиничного, групового та комплексного рівнів, об'єднаних в інтегральний критерій, що зумовлює кількісну оцінку ступеня ефективності застосування того чи іншого методу порошкової металургії для формування деталей авіаконструкцій конкретного призначення замість традиційних способів їх виготовлення; розроблену блок-схему ієрархічної структури критеріїв, що відповідає правилу ділення обсягу понять теорії класифікацій.

Запропоновано метод послідовного розширення повноти критеріальної оцінки ефективності використання спечених порошкових матеріалів в деталях агрегатів авіаконструкцій, реалізований для спечених порошкових матеріалів на основі алюмінієвих і титанових сплавів. Цей метод як складова частина загальної наукової концепції дозволяє послідовно, в міру накопичення даних про властивості порошкових сплавів-замінників, розширювати до потрібного ступеня повноти й достовірності область ефективного впровадження спечених порошкових алюмінієвих і титанових сплавів, охоплюючи необхідну номенклатуру деталей як за окремими найбільш важливими комплексними критеріями для тих чи інших умов експлуатації, так і поступового наближення в прогнозах до інтегрального критерію багаторівневої критеріальної оцінки.

Реалізація запропонованого підходу і методу послідовного розширення повноти критеріальної оцінки методів порошкової металургії в виробництві вітчизняних цивільних літаків дозволяє підвищити їх конкурентоспроможність на світовому ринку продажів і послуг.

Вперше синтезовано класифікаційні схеми основних видів складів антифрикційних і фрикційних матеріалів, що включають ливарні сплави і спечені матеріали, а також групи і підгрупи цих підкласів, які відрізняються значеннями експлуатаційних характеристик, що реалізуються у відповідних умовах експлуатації пар тертя.

Вперше розроблено блок-схеми формування основних експлуатаційних характеристик антифрикційних і фрикційних матеріалів, що включають основні і додаткові функціональні триботехнічні властивості, які забезпечують регламентовані режими роботи відповідних пар тертя, а також взаємозв'язані комплексні властивості, що формують ті чи інші групові та одиничні характеристики.

Відповідні класифікаційні складові експлуатаційних характеристик узгоджено з відносними критеріями ефективності антифрикційних триботехнічних

матеріалів пар тертя, чисельне визначення яких реалізовано в межах запропонованого раніше концептуального підходу до критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій і методу послідовного розширення їх повноти, зумовленого сформульованими цілями заміщення базових триботехнічних матеріалів.

Проведений аналіз, який показав ефективність порошкових матеріалів для вузлів тертя вітчизняних літаків, показав, що нанесення молібденових покриттів електроіскровим способом дозволяє на порядок підвищити зносостійкість титанових сплавів; при цьому змінюється механізм зношування з адгезійного на окиснювальний; нанесення молібденового покриття за розробленим режимом не призводить до структурних змін в матеріалі підкладки.

Встановлено, що покриття з $WC-Co-Cr$, що наноситься високошвидкісним газополуменевим методом HVOF, має твердість вище, ніж у гальванічного хрому, і становить 10640...12870 МПа.

Розроблено технологію формування заготовок втулок з антифрикційного матеріалу БФГ-50М, планованого на заміну металофторопластової стрічки (МФЛ), що традиційно використовується на ДП «Антонов», в плані імпортозаміщення. Технологія включає в себе всі основні етапи формування заготовок методом порошкової металургії і готових деталей з них.

Узагальнено досвід застосування металокерамічних і металоолімерних матеріалів у вузлах тертя авіаційної техніки і показано ефективність їх застосування для забезпечення надійності та ресурсу вузлів тертя сучасних цивільних літаків.

Встановлено перспективи ефективної утилізації дисперсних відходів механічної обробки конструкційних вуглепластиків шляхом їх використання як наповнювача зносостійких «вторинних» композитів з епоксидною матрицею.

Проведено аналіз і отримало подальший розвиток вирішення проблеми інженерного прогнозування в плані ефективних обсягів впровадження матеріалів порошкової металургії в конструкціях агрегатів ПС ТК у сучасних умовах недостатнього інформаційного забезпечення.

Показано, що основними передумовами інженерного прогнозування зростання обсягів впровадження ПКЕ є достатня номенклатура порошкових матеріалів, технологій їх формування засобами спеціального обладнання за наявності потреби розробника ПС ТК в зростанні обсягів застосування цього класу матеріалів, що зумовлено її економічною доцільністю.

Розроблено методику та проведено критеріальну оцінку ефективності іонно-плазмових і газотермічних порошкових покриттів деталей.

На основі дослідження фазового складу, текстури, залишкових напружень і характеристик субструктури багатокomпонентних покриттів встановлено кристалохімічні закономірності формування в них нанокристалічних структурних станів з високими корозійно-зносостійкими властивостями, що дають фази проникнення, які ізоморфні з фазами проникнення основного компоненту і відрізняються параметром решітки менше, ніж на 10 % , що призводить до формування дисперсної структури багатокomпонентних покриттів.

Проведений аналіз можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій з захисними порошковими покриттями, що наносяться газотермічними методами, встановив, що експлуатаційні характеристики деталей авіаконструкцій з газотермічними покриттями можуть оцінюватися критеріями, запропонованими в межах концептуального підходу до критеріальної оцінки, що включають одиничні, групові, комплексний рівні, які складають інтегральний критерій ефективності, при цьому з кожного рівня цих критеріїв можуть бути виключені ті чи інші складові, які не є визначальними (характерними) для виробів розглянутого класу.

Обґрунтовано правомірність використання методології інженерного прогнозування обсягів застосування ПКМ в агрегатах ПС ТК, яка формується на базі запропонованої генеральної визначальної таблиці, системи основних факторів, що формують обсяг впровадження ПКМ та інших складових цієї системи прогнозування.

На основі запропонованої системи розроблено принципову схему складу комплексу прогнозування обсягів впровадження ПКЕ в агрегатах літака, інформаційне насичення якого в перспективі має забезпечити якість і точність цього прогнозу.

Встановлено і обґрунтовано гіпотетичний характер формування довгострокових прогнозів зростання обсягів паралельного впровадження ПКМ і ПКЕ в агрегатах ПС ТК як ефективного способу підвищення їх експлуатаційних характеристик в сучасних умовах.

Одержані в роботі результати у сукупності реалізують поставлену вище мету підвищення вагової ефективності та надійності вітчизняних ПС ТК, що забезпечують їх високу конкурентоспроможність на міжнародному ринку продажів і послуг шляхом реалізації концепції ефективного обсягу застосування ПКЕ в конструкціях агрегатів планера літака.

Наукова новизна одержаних результатів полягає в таких положеннях.

У науково-методичному аспекті вперше розроблено науковий напрямок в теорії синтезу конструкцій агрегатів із застосуванням деталей зі спечених порошкових матеріалів, орієнтований на нові концептуальні підходи до вдосконалення їх конструкцій в специфічних умовах експлуатації шляхом вибору їх раціональних конструктивно-технологічних параметрів з урахуванням існуючого рівня виробництва, який в комплексі забезпечує наукову підтримку створення конкурентоспроможних на світовому ринку продажів і послуг ПС ТК.

Основними складовими цього напрямку є вперше запропоновані та реалізовані:

- концепція підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних ПС ТК спеціальними методами порошкової металургії;
- загальна методологія оцінки ефективності методів порошкової металургії стосовно до використання в агрегатах цивільних літаків;
- критерії оцінки перспективності розширення застосування в агрегатах ПС ТК спечених матеріалів на основі алюмінію та титану;
- критеріальні оцінки ефективності іонно-плазмових і газотермічних порошкових покриттів деталей агрегатів ПС ТК;
- критерії ефективності застосування порошкових матеріалів у вузлах тертя ПС ТК;
- отримала подальший розвиток теорія інженерного прогнозування перспективних обсягів застосування порошкових матеріалів в агрегатах вітчизняних літаків.

В експериментально-теоретичному і прикладному аспектах вперше розроблено математичні моделі, що реалізують методики науково-технічного забезпечення методології оцінки ефективності методів порошкової металургії в агрегатах ПС ТК за різних умов їх експлуатації.

Практичне значення одержаних результатів полягає в тому, що одержані результати та рекомендації дозволяють:

- впровадити в агрегатах ПС ТК нові композитні металокерамічні, металополімерні та інші матеріали для вузлів тертя, що здатні задовольнити комплексу суперечливих вимог, в тому числі для комбінованого приводу механізації крила літаків Ан-148, Ан-158, Ан-70, гальмівних підкладок для передньої опори шасі літака Ан-124 «Руслан», фрикційних дисків бортових вантажних

кранів транспортних літаків, підшипників ковзання, втулок та інших деталей тертя, що працюють в режимі самозмащування;

- розробити та впровадити технології інженерії поверхні виробів з титанових сплавів, що забезпечують регламентований рівень функціональних властивостей зносостійкості та фретингокорозійної стійкості;

- встановити причини руйнування деталей з алюмінієвих, титанових сплавів і сталей та розробити рекомендації щодо суттєвого підвищення їх терміну служби;

- результати проведених в дисертації досліджень включені як складова частина комплексу заходів, що послужили основою для обґрунтування продовження терміну експлуатації літаків ДП «Антонов» в 1,6 рази, що дало порівняльний економічний ефект понад 200 млн. грн за рахунок продовження експлуатації вітчизняних літаків замість закупівлі нових зарубіжних аналогів;

- науково обґрунтовано здійснювати попереднє прогнозування раціонального обсягу впровадження в агрегатах ПС ТК порошкових матеріалів в короткостроковий, середньостроковий і довгостроковий періоди в залежності від реалізації можливостей ДП «Антонов».

Ключові слова: вітчизняні цивільні літаки, деталі з порошкових спечених матеріалів, концепція підвищення експлуатаційних характеристик, критерії оцінки ефективності, методологія інженерного прогнозування.

Основні результати дисертації опубліковано у 49 наукових працях, у тому числі: 2 колективні монографії, 33 статті (13 з них без співавторства), з них 11 статей у збірниках та журналах, що включені до переліку наукових фахових видань України, 21 стаття у журналах України, що включені у міжнародні наукометричні бази, та 1 стаття у міжнародному науковому виданні; 6 публікацій в матеріалах конференцій та тезах доповідей та 8 патентів.

ANNOTATION

Bychkov A. S. Concept of Increasing the Performance Characteristics of the Units Constructions of Domestic Civil Aircraft by Special Methods of Powder Metallurgy. - Qualifying scientific work as a manuscript.

Thesis for the degree of Doctor of Technical Sciences in specialty 05.07.02 - Design, Manufacture and Testing of aircraft (13 – Mechanical Engineering). – ANTONOV Company, the State Concern “UKROBORONPROM”, National Aviation University, the Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2019.

In the dissertation, the scientific and technical problem of increasing the weight efficiency, reliability and other flight-technical characteristics of domestic civil aircraft was solved, ensuring their high competitiveness on the international market of sales and services by developing the scientific foundations of the concept of increasing operating characteristics of the structures of the airframe units by methods and means of powder metallurgy; development and justification of the criteria for the effectiveness of powder structural elements (PSE) at the stages of design and construction of the civil aircraft units; analyzing the effectiveness of the stages of technological preparation of the production of civil aircraft units and the corresponding organizational structure and implementation of the methodology for ensuring the effective volume of PSEs use in the airframe construction at the ANTONOV Company and other enterprises of the aerospace industry of Ukraine.

Theoretical studies were carried out based on the use of systems analysis and mathematical logic methods, structural analysis, the apparatus of the theory of classifications and qualimetry, expert evaluations, synthesis of criterion evaluations of the effectiveness of the use of powder materials was implemented. Also used are methods for the synthesis of ion-plasma and gas-thermal coatings, fractography, non-destructive control of coatings quality, methods for forming metal-ceramic and metal-

polymer materials, electric-spark and tribotechnical test methods, and methods for the theory of engineering forecasting of effective volumes of powder metallurgy materials application in aircraft units are also used.

A review and analysis of the global trends in the development of civil airplanes was carried out, revealing ways to increase the efficiency of aircraft units of this class by increasing the PCMs use in the glider, as well as new materials and technologies of powder metallurgy. The probable causes of this growth have been revealed: a permanent increase in the functional properties of the powder materials and their nomenclature, an increase in the role of scientific support by means of information and computer technologies, as well as effective design research. The purpose and objectives of the research are formulated.

For the first time, scientific bases for the general methodology of evaluation the of powder metallurgy methods efficiency adapted for use in civil aircraft units have been developed, including the proposed and implemented conceptual approach to criterion evaluation of the possibilities for improving the performance characteristics of aircraft structures parts formed by powder metallurgy methods; classification of the operational properties of structural materials grouped in the form of single, group and complex levels, combined into an integral criterion that predetermines a quantitative evaluation of the degree of efficiency of the application of a powder metallurgy method for forming aircraft parts of a particular purpose in return for traditional methods of their manufacture; a developed block-diagram of the hierarchical structure of criteria corresponding to the rule of division of the volume of the classifications theory concepts.

A method of successively expanding the completeness of the criterion evaluation of the efficiency of using sintered powder materials in aircraft parts, implemented for sintered powder materials based on aluminum and titanium alloys, is proposed. This method as an integral part of the general scientific concept allows consistently

with the accumulation of data on the properties of replacement powder alloys to expand to the required degree of completeness and reliability the area of effective implementation of sintered aluminum and titanium powder alloys, covering the required nomenclature of parts as individual important complex criteria for certain operating conditions, and a gradual approximation in forecasts to the integral criterion of a multilevel criterion evaluation.

The implementation of the proposed approach and the method of consistently expanding the completeness of the criterion evaluation of powder metallurgy methods in the production of domestic civil airplanes makes it possible to increase their competitiveness in the world market for sales and services.

For the first time, the classification schemes of the main types of antifriction and friction materials composites were synthesized, including cast alloys and sintered materials, as well as groups and subgroups of these subclasses, differing in values of performance characteristics implemented in the respective operating conditions of friction pairs.

For the first time, block-diagram of the formation of the main performance characteristics of antifriction and friction materials, including basic and additional functional tribological properties, ensuring regulated modes of operation of the corresponding friction pairs, as well as interrelated complex properties that form certain group and individual characteristics, were developed.

Corresponding classification components of operational characteristics are coordinated with the relative criteria of effectiveness of antifriction tribotechnical materials of friction pairs, the numerical determination of which is implemented within the framework of the previously proposed conceptual approach to criterial evaluation of the possibilities for improving the performance characteristics of aircraft details and the method of successive expansion of their completeness predetermined by the formulated the objectives of the replacement of basic tribotechnical materials.

The analysis performed, which revealed the effectiveness of powder materials for friction units of domestic aircraft, showed that the application of molybdenum coatings by an electric-spark method makes it possible to increase the wear resistance of titanium alloys by an order of magnitude; while the wear mechanism change from adhesive to oxidizing; the molybdenum coating is applied according to the developed mode does not lead to structural changes in the material of the substrate.

It has been established that the coating from $WC-Co-Cr$ that applied by the high-speed gas-flame method HVOF has hardness higher than that of electroplating chromium, and is 10640...12870 MPa.

A technology for forming of bushings blanks from antifriction material BFG-50M, which is planned to replace the metal-fluoroplastic tape (MFT) traditionally used on the ANTONOV Company in terms of import substitution, has been developed. The technology includes all the main stages of formation of the blanks by the powder metallurgy method and finished parts from its.

The experience of using metal-ceramic and metal-polymer materials in friction units of aviation technology is generalized and the effectiveness of their use to ensure the reliability and service life of friction units of modern civil aircraft is shown.

Prospects for the effective utilization of dispersed waste of mechanical processing of structural carbon-plastics by using them as filler for wear-resistant “secondary” composites with an epoxy matrix have been established.

The analysis has been carried out and the solution of the problem of engineering forecasting has been further developed in terms of the effective volume of implementation of powder metallurgy materials in the construction of aircraft units in the modern conditions of insufficient information support.

It is shown that the main prerequisites for engineering forecasting the growth of the volumes of the PCEs introduction is a sufficient nomenclature of powder materials, technologies of their formation using special equipment with the need for the

civil aircraft developer in the growth of the volumes of use for this materials class predetermined by its economic feasibility.

The technique has been developed and criterion evaluation of the effectiveness of ion-plasma and gas-thermal powder coatings of parts has been carried out.

Based on the study of the phase composition, texture, residual stresses and characteristics of the substructure of multicomponent ion-plasma coatings, crystal-chemical patterns of the formation of nanocrystalline structural states with high corrosion-wear-resistant properties, implanting phases, isomorphic with the interstitial phases of the main component and different a lattice parameter of less than 10 % leads to the formation of a dispersed structure of multicomponent coatings.

The analysis of the possibilities for enhancing the performance characteristics of parts of aircraft structures with protective powder coatings applied by gas-thermal methods, found that the performance characteristics of parts of aircraft structures with gas-thermal coatings can be assessed by the criteria proposed in the framework of the conceptual approach to the criteria evaluation, including single, group, complex levels constituting an integral criterion of efficiency, and from each level these criteria can be excluded those or other components, which are not determinative (typical) for the products of this class.

The legitimacy of using the methodology of engineering forecasting of the volume of PCMs use in the civil airplanes units, based on the proposed general identifying table, the system of main factors forming the volume of PCMs implementation and other components of this forecasting system, is substantiated.

On the basis of the proposed system, a principle diagram of the composition of the complex for predicting the volume of PCEs implementation in aircraft units has been developed, the information saturation of which in the future should ensure the quality and accuracy of this forecast.

The hypothetical nature of the formation of long-term forecasts for the growth of the volumes of the parallel implementation of PCM and PCE in the airplanes units as an effective way to improve their operational characteristics in modern conditions is established and substantiated.

The results obtained in the aggregate implement the above-stated purpose of increasing the mass efficiency and reliability of domestic civil aircraft, ensuring their high competitiveness in the international sales and services market by implementing the concept of an effective volume of PCEs use in aircraft airframe units.

The scientific novelty of the results is in the following position.

In the scientific and methodological aspect, for the first time a scientific direction was developed in the theory of synthesis of aggregate structures with use details from sintered powder materials, focused on new conceptual approaches to improving their structures in specific operating conditions by choosing their rational structural and technological parameters taking into account the existing level of production, which in the complex provides scientific support for the creation of competitive aircraft on word sales and services.

The main components of this direction are for the first time proposed and implemented:

- the concept of improving the performance characteristics of the units construction of the domestic civil aircraft by special methods of powder metallurgy;
- a general methodology for evaluating the effectiveness of powder metallurgy methods applied to the use in units of the civil aircraft;
- criterion evaluation of the prospects of expanding the use of sintered aluminum-based and titanium-based materials in the units of the civil aircraft;
- criterion evaluation of the effectiveness of ion-plasma and gas-thermal powder coatings of the aircraft parts;

- criteria for the effectiveness of the use of powder materials in friction units of the civil aircraft;

- the theory of engineering forecasting of promising volumes of use of powder materials in units of domestic aircraft was further developed.

In the experimental-theoretical and applied aspects for the first time mathematical models are developed that implement the methods of scientific and technical support of the methodology for assessing of the efficiency of the powder metallurgy methods in the units of civil airplanes under various conditions of their operation.

The practical significance of the obtained results is that the obtained results and recommendations allow you:

- to introduce new composite metal-ceramic, metal-polymer and other materials for friction units in civil airplanes capable of satisfying a complex of contradictory requirements, including for the combined drive of wing mechanization for An-148, An-158, An-70, brake linings for the front landing gear support for An-124 "Ruslan", friction discs of onboard cargo cranes of civil aircraft, plain bearings, bushings and other friction parts operating in self-lubrication mode;

- to develop and implement technologies for surface engineering of products made from titanium alloys, providing a regulated level of functional properties of wear resistance and fretting-corrosion resistance;

- to establish the causes of the destruction of parts from aluminum and titanium alloys, steel and to develop recommendations for a significant increase of their service life;

- the results of the research conducted are included as the integral part in complex of measures that served as the basis for justifying the extension of the operating time of ANTONOV Company aircraft by 1.6 times, which gave a comparative economic effect of over 200 million UAH on account to the continued operation of domestic aircraft instead of purchasing of the new foreign analogues;

- to make a preliminary forecasting scientifically of the rational volume of the powder materials introduction in aircraft aggregates in the short, medium and long term periods, depending on the realization of the capabilities of ANTONOV Company.

Keywords: domestic civil aircraft, parts from powder sintered materials, concept of increasing performance characteristics, criteria for assessing efficiency, methodology of engineering forecasting.

The main results of the dissertation have been published in 49 scientific works, including: 2 collective monographs, 33 articles (13 of them without co-authorship), 11 of them in collections and journals included in the list of scientific professional editions of Ukraine, 21 articles in Ukrainian journals included in international on-base facilities and 1 article in an international scientific journals; 6 publications in conference materials and abstracts and 8 patents.

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИЕРТАЦІЇ

Монографії

1. Конструкционные материалы в самолетостроении / А. Г. Моляр, А. А. Коцюба, А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко. Киев: КВИЦ, 2015. 400 с.
2. Порошковые материалы для авиационной и ракетно-космической техники / А. А. Коцюба, А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко, И. Г. Лавренко. Киев: КВИЦ, 2016. 304 с.

Статті у збірниках,

що включені до переліку наукових фахових видань України

3. Бычков А. С. Основные причины разрушения конструктивных элементов воздушных судов транспортной категории из алюминиевых сплавов / А. С. Бычков, И. Р. Игнатович, А. Г. Моляр // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2015. Вып. 70. С. 136 – 151.
4. Вишняков Л. Р. Полимерные износостойкие композиты с наполнителями из порошковых отходов механической обработки углепластиков / Л. Р. Вишняков, В. Н. Морозова, В. П. Мороз, В. Т. Варченко, А. С. Бычков, А. В. Андреев // Технологические системы. 2015. № 4 (73). С. 44 – 51.
5. Бычков А. С. Повышение триботехнических характеристик титановых деталей самолетов / А. С. Бычков // Проблемы трения и износа. 2016. №1 (70). С. 98 – 105.
6. Бычков А. С. Оценка эксплуатационных характеристик втулок из материала БФГ-50М взамен металлофторопласта в узлах трения самолета / А. С. Бычков, Я. И. Лавренко, О. Ю. Нечипоренко, И. М. Ромашко, Ю. Т. Акохов // Вісник машинобудування та транспорту. 2016. № 1 (3). С. 4 – 11.
7. Бычков А. С. Анализ эксплуатационных разрушений металлических конструкций авиационной техники / А. С. Бычков, В. Н. Федирко // Физико-химическая механика материалов. 2016. № 1 (т. 52). С. 14 – 20.

8. Бычков А. С. Эксплуатационная несущая способность деталей конструкций отечественных воздушных судов транспортной категории из титановых сплавов / А. С. Бычков, А. Г. Моляр // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2016. Вып. 71. С. 18 – 29.

9. Андреев А. В. Эксплуатационная несущая способность конструкций отечественных и зарубежных воздушных судов транспортной категории из полимерных композиционных материалов. Часть 1. Общая постановка задачи / А. В. Андреев, А. С. Бычков, А. В. Кондратьев // Вестник Одесского Национального морского университета. 2016. № 1 (47). С. 60 – 68.

10. 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 / А. В. Андреев, А. С. Бычков, А. В. Кондратьев // Вестник Одесского национального морского университета. 2016. № 2 (48). С. 180 – 195.

11. Бычков А. С. Исследование износостойких покрытий на основе карбида вольфрама, наносимых высокоскоростным газопламенным методом HVOF для деталей авиационного назначения / А. С. Бычков, А. А. Коцюба, В. Ю. Потягов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2017. Вып. 75. С. 68 – 78.

12. Бычков А. С. Исследование эксплуатационных характеристик втулок из антифрикционного самосмазывающегося материала БФГ-50М, изготовленных методом порошковой металлургии. Сообщение 1. Технология изготовления. Металлографические исследования заготовок втулок / А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко, И. М. Ромашко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2017. Вып. 76. С. 86 – 100.

13. Бычков А. С. Исследование эксплуатационных характеристик втулок

из антифрикционного самосмазывающегося материала БФГ-50М, изготовленных методом порошковой металлургии. Сообщение 2. Испытание втулок из материала БФГ-50М, изготовленных методом порошковой металлургии / А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко, И. М. Ромашко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2017. Вып. 77. С. 4 – 12.

**Статті у наукових спеціальних виданнях, що входять
у наукометричні бази даних (Index Copernicus)**

14. Бычков А. С. Модели уплотнения и полимеризации препрегов при инфузии пленочного связующего в производстве композитных деталей авиационной техники / А. С. Бычков, А. В. Сапельников // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2015. Вып. 3 (83). С. 69 – 78.

15. Бычков А. С. О взаимосвязи юридически-правовой поддержки жизненного цикла воздушных судов и проблемы обеспечения безопасности их конструкций / А. С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2015. Вып. 4 (84). С. 79 – 85.

16. Бычков А. С. Основные виды и причины разрушения стальных деталей агрегатов отечественных воздушных судов транспортной категории / А. С. Бычков, А. Г. Моляр // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2016. Вып. 1 (85). С. 47 – 61.

17. Бычков А.С. Анализ основных закономерностей изменения свойств вакуумных ионно-плазменных покрытий элементов конструкций от технологических параметров их формирования / А. С. Бычков // Вісник машинобудування та транспорту. 2016. № 2 (4). С. 19 – 28.

18. Бычков А. С. Изменение свойств поверхности деталей на различных этапах формирования вакуумных ионно-плазменных покрытий. Сообщение

ние 1. Неразрушающий контроль поверхностных слоев материала. Изменение состояния поверхности на технологическом этапе предварительной очистки / А. С. Бычков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2016. Вып. 73. С. 31 – 43.

19. Бычков А. С. Изменение свойств поверхности деталей на различных этапах формирования вакуумных ионно-плазменных покрытий. Сообщение 2. Очистка в тлеющем разряде и при ионной бомбардировке поверхности. Свойства оксидов при технологическом нагреве / А. С. Бычков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2016. Вып. 74. С. 64 – 77.

20. Бычков А. С. Структура покрытий, формирующихся при конденсации / А. С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2016. Вып. 2 (86). С. 26 – 30.

21. Бычков А. С. Изменение фазового состава при формировании монослойных ионно-плазменных титановых покрытий / А. С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2016. Вып. 3 (87). С. 91 – 98.

22. Бычков А. С. Изменения структуры и свойств поверхности при формировании монослойных ионно-плазменных титановых покрытий / А. С. Бычков, А. Г. Моляр // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2016. Вып. 4 (88). С. 90 – 104.

23. Бычков А. С. Формирование служебных свойств монослойных ионно-плазменных покрытий нитрида титана / А. С. Бычков, А. Г. Моляр // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2017. Вып. 1 (89). С. 51 – 67.

24. Бычков А. С. Обзор и анализ состояния проблемы повышения эксплуатационных характеристик авиакосмической техники специальными методами порошковой металлургии. Сообщение 1. Стратегические аспекты состояния проблемы / А. С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2017. Вып. 2 (90). С. 24 – 39.

25. Бычков А. С. Обзор и анализ состояния проблемы повышения эксплуатационных характеристик авиакосмической техники специальными методами порошковой металлургии. Сообщение 2. Тактические аспекты состояния проблемы / А. С. Бычков // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2017. Вып. 3 (91). С. 22 – 46.

26. Бычков А. С. Концептуальный подход к критериальной оценке возможностей повышения эксплуатационных характеристик деталей авиаконструкций, формуемых методами порошковой металлургии / А. С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2017. Вып. 4 (92). С. 42 – 54.

27. Бычков А. С. Метод последовательного расширения полноты критериальной оценки эффективности использования спеченных порошковых материалов в агрегатах авиаконструкций. Сообщение 1. Спеченные порошковые материалы на основе алюминия / А. С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2018. Вып. 1 (93). С. 53 – 64.

28. Бычков А. С. Метод последовательного расширения полноты критериальной оценки эффективности использования спеченных порошковых материалов в агрегатах авиаконструкций. Сообщение 2. Спеченные порошковые материалы на основе титана / А. С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2018. Вып. 2 (94). С. 77 – 89.

29. Бычков А. С. Анализ эффективности применения газотермических покрытий / А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко // Технологические системы. 2017. № 4 (81). С. 82 – 90.

30. Бычков А. С. Критерии эффективности замены материалов триботехнического назначения для узлов трения самолетов. Сообщение 1. Общая характеристика материалов триботехнического назначения. Антифрикционные материалы / А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко // Технологические системы. 2018. № 1 (82). С. 74 – 85.

31. Vychkov A. S. Criteria of effectiveness of replacing materials for tribotechnical purposes for aircraft friction units. Report 2. Friction materials / A. S. Vychkov, O. Yu. Nechiporenko // Technological systems. 2018. No. 2 (83). Pp. 31 - 41.

32. Бычков А. С. Проблемы инженерного прогнозирования эффективных объемов применения материалов порошковой металлургии в конструкциях агрегатов самолетов / А. С. Бычков, А. В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2018. Вып. 3 (95). С. 20 – 39.

33. Бычков А. С. Повышение триботехнических характеристик титановых деталей самолетов / А. С. Бычков // Проблемы трения и износа. 2016. №1 (70). С. 98 – 105.

34. Vychkov A. S. Composite metal-ceramic and metal-polymeric materials for friction assemblies of national civil aircrafts / A. S. Vychkov, O. Yu. Nechiporenko // Aerospace Research in Bulgaria. 2018. Vol. 30. Pp. 143 – 154.

35. Бычков А. С. Критериальная оценка повышения эксплуатационных характеристик деталей авиаконструкций с газотермическими покрытиями / А. С. Бычков, А. В. Кондратьев // Сверхтвердые материалы. 2019. № 1. С. 71 – 79.

Тези публікацій

36. Бычков А. С. Несущая способность и причины разрушения металлических конструкций гражданских отечественных самолетов / А. С. Бычков // Интегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні. ІКТМ 2016 : тези доп. всеукраїнськ. наук.-техн. конф. Харків, 2016. Т.1. С. 21.

37. Бычков А. С. Составляющие безопасности в анализе и синтезе формирования структуры и свойств конструкционных материалов и их покрытий для авиационных деталей / А. С. Бычков, Т. П. Набокина // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: тези доп. міжнарод. наук.-техн. конф. Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», м. Харків, 20 – 21 квітня 2017 р. Харків, 2017. С. 82.

38. Гуменний А. М. Аналіз впливу конструктивно-технологічних параметрів на втомну довговічність болтових з'єднань конструктивних елементів із сплаву ВТ-6 / А. М. Гуменний, А. С. Бичков // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: тези доп. міжнарод. наук.-техн. конф. Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», м. Харків, 20 – 21 квітня 2017 р. Харків, 2017. С. 28.

39. Бычков А. С. Классификация основных видов составов антифрикционных материалов для пар трения агрегатов авиационных конструкций / А.С. Бычков, Т.П. Набокина // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: тези доп. міжнарод. наук.-техн. конф. Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», м. Харків, 17 – 18 квітня 2018 р. Харків, 2018. С. 102 – 103.

40. Бычков А. С. Классификационная схема основных видов составов фрикционных триботехнических материалов для пар трения аэрокосмических конструкций / А. С. Бычков, Т. П. Набокина // Сучасні проблеми ракетно-космічної техніки і технології: тези доп. XIV наук.-техн. конф. Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», м. Харків, 18 – 20 квітня 2018 р. Харків, 2018. С. 28 – 29.

41. Bychkov A. S. Criteria of safety and effectiveness of replacing materials for tribotechnical purposes for aircraft friction units / A. S. Bychkov // *Авіація у XXI столітті: матеріали VIII Всесвіт. конгр. Нац. авіаційн. ун-т, м. Київ, 10-12 жовтня, 2018. Київ. [Електронний ресурс]. URL: <http://conference.nau.edu.ua>.*

Патенти

42. Пат. 113193 UA. Спосіб формування покриття на металевій поверхні за допомогою іонно-вакуумного плазмового напилення, МПК (2006) C23C 14/00 / О. М. Івасишин, А. С. Бичков, О. А. Коцюба; заявник і патентовласник О. М. Івасишин, А. С. Бичков, О. А. Коцюба. – № у 201611840; заяв. 23.11.2016; опубл. 10.01.2017, Бюл. №. 1 – 3 с.

43. Пат. 117835 UA. Спосіб виготовлення деталей з антифрикційними властивостями, МПК B22D 19/08 (2006.01), F16C 33/08 (2006.01) / А. С. Бичков, заявник і патентовласник А. С. Бичков / № у 201700790; заяв. 30.01.2017; опубл. 10.07.2017, Бюл. №. 13 – 3 с.

44. Пат. 117836 UA. Спосіб іонно-вакуумного напилення антикорозійного покриття на металеву поверхню, МПК F01P 11/06 (2006.01), F16C 33/12 (2006.01) / О. М. Івасишин, А. С. Бичков, О. А. Коцюба; заявник і патентовласник О. М. Івасишин, А. С. Бичков, О. А. Коцюба. – № у 201700791; заяв. 30.01.2017; опубл. 10.07.2017, Бюл. №. 13 – 3 с.

45. Пат. 118228 UA. Спосіб виготовлення деталей з антифрикційними властивостями, МПК B22D 19/08 (2006.01), F16C 33/08 (2006.01) / А. С. Бичков, заявник і патентовласник А. С. Бичков / № у 201701955; заяв. 01.03.2017; опубл. 25.07.2017, Бюл. №. 14 – 2 с.

46. Пат. 119755 UA. Спосіб іонно-вакуумного нанесення багатошарового антикорозійного покриття на металеву поверхню, МПК (2017.01), C23C 14/00, B05D1/00 / О. А. Коцюба, А. С. Бичков; заявник і патентовласник О. А. Коцюба, А. С. Бичков, № у 201702916; заявл. 28.03.2017; опубл. 10.10.2017, Бюл. №. 19 - 3 с.

47. Пат. 119802 UA. Спосіб виготовлення заготовки для деталі з антифрикційного металокерамічного матеріалу, МПК, В22F 3/12 (2006.01), С22С 1/05 (2006.01), F16С 33/12 (2006.01) / О. А. Коцюба, А. С. Бичков; заявник і патентовласник О. А. Коцюба, А. С. Бичков, № у 201703555; заявл. 12.04.2017; опубл. 10.10.2017, Бюл. №. 19 - 2 с.

48. Пат. 119936 UA. Спосіб виготовлення заготовки для деталі з антифрикційного металокерамічного матеріалу, МПК (2017.01), В22F 3/12 (2006.01), С22С 1/05 (2006.01), В22F 8/00, F16С 33/12 (2006.01) / О. А. Коцюба, А. С. Бичков; заявник і патентовласник О. А. Коцюба, А. С. Бичков, № у 201705131; заявл. 26.05.2017; опубл. 10.10.2017, Бюл. №.19 - 2 с.

49. Пат. 126681 UA. Спосіб для формоутворення великогабаритної деталі із заготовки з листового матеріалу або з пресованої панелі, МПК (2018.01), В21 D 5/00 / О. Г. Кривоконь, Б. В. Лупкін, С. А. Бичков, Ю. Я. Корольков, А. С. Бичков; заявник і патентовласник О. Г. Кривоконь, Б. В. Лупкін, С. А. Бичков, Ю. Я. Корольков, А. С. Бичков, № у 201701830; заявл. 23.02.2018; опубл. 25.06.2018, Бюл. №. 12 - 5 с.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ	31
ВСТУП	33
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ПЕРСПЕКТИВНИХ НАПРЯМКІВ ЗАСТОСУВАННЯ КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ І ТЕХНОЛОГІЙ ЇХ ПЕРЕРОБКИ В АГРЕГАТАХ ВІТЧИЗНЯНИХ ЦИВІЛЬНИХ ЛІТАКІВ	43
1.1 Основні види і причини руйнування в експлуатації конструктивних елементів вітчизняних цивільних літаків транспортної категорії з металевих сплавів	45
1.1.1 Експлуатаційні руйнування конструктивних елемен- тів з алюмінієвих сплавів	45
1.1.2 Основні види і причини руйнування сталевих дета- лей і агрегатів вітчизняних літаків	54
1.1.3 Експлуатаційна несуча здатність деталей конструк- цій з титанових сплавів	57
1.2 Експлуатаційна несуча здатність конструкцій літаків з полімерних композиційних матеріалів	60
1.3 Огляд і аналіз стану проблеми підвищення експлуатацій- них характеристик літака методами порошкової металур- гії	70
1.3.1 Стратегічні аспекти стану проблеми	70
1.3.2 Тактичні аспекти стану проблеми	79
1.4 Мета і задачі дисертації	81
РОЗДІЛ 2. НАУКОВІ ОСНОВИ ЗАГАЛЬНОЇ МЕТОДОЛОГІЇ ОЦІНКИ ЕФЕКТИВНОСТІ МЕТОДІВ ПОРОШКОВОЇ МЕТАЛУРГІЇ СТОСОВНО ДО ВИКОРИСТАННЯ В	85

АГРЕГАТАХ ЦИВІЛЬНИХ ЛІТАКІВ

2.1	Концептуальний підхід до критеріальної оцінки можливості підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій, формованих методами порошкової металургії	85
2.2	Метод послідовного розширення повноти критеріальної оцінки ефективності використання спечених порошкових матеріалів в агрегатах авіаконструкцій	97
2.2.1	Спечені порошкові матеріали на основі алюмінію	97
2.2.2	Спечені порошкові матеріали на основі титану	106
	Висновки до розділу 2	121
	РОЗДІЛ 3. КРИТЕРІАЛЬНІ ОЦІНКИ ПЕРСПЕКТИВНОСТІ РОЗШИРЕНОГО ЗАСТОСУВАННЯ В ВУЗЛАХ І ДЕТАЛЯХ ПЛАНЕРА ЛІТАКА СПЕЧЕНИХ ТРИБОТЕХНІЧНИХ МАТЕРІАЛІВ	123
3.1	Перспективи заміни антифрикційних матеріалів спеченими порошками в вузлах тертя літаків	123
3.1.1	Загальна характеристика матеріалів триботехнічного призначення	123
3.1.2	Класифікація видів складів антифрикційних матеріалів.Блок-схема формування їх основних класифікаційних характеристик	126
3.1.3	Критеріальні оцінки перспективності заміни антифрикційних матеріалів	134
3.2	Критеріальні оцінки ефективності заміни фрикційних матеріалів у вузлах тертя літаків	140
3.2.1	Загальна характеристика фрикційних матеріалів	140
3.2.2	Класифікація основних видів складів фрикційних	141

матеріалів	
3.2.3 Синтез основних експлуатаційних характеристик фрикційних матеріалів і критеріальні оцінки ефек- тивності їх заміни	158
Висновки до розділу 3	162
РОЗДІЛ 4. КРИТЕРІАЛЬНА ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ІОННО-ПЛАЗМОВИХ І ГАЗОТЕРМІЧНИХ ПОРОШКОВИХ ПОКРИТТІВ ДЕТАЛЕЙ	164
4.1 Аналіз ефективності підвищення експлуатаційних харак- теристик елементів авіаційних конструкцій іонно- плазмовими захисними покриттями	166
4.1.1 Аналіз і синтез структурних особливостей форму- вання вакуумних іонно-плазмових покриттів	166
4.1.2 Закономірності формування моношарових іонно- плазмових покриттів. Зміна фазового складу, стру- ктури і властивостей та формування службових ха- рактеристик покриття	176
4.2 Ефективність газотермічних покриттів	186
4.2.1 Аналіз ефективності застосування газотермічних покриттів для деталей авіаційної техніки	186
4.2.2 Критеріальна оцінка підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій з захисни- ми покриттями, що наносяться газотермічними методами	202
Висновки до розділу 4	209
РОЗДІЛ 5. АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ПОРОШКОВИХ МАТЕРІАЛІВ І ПОКРИТТІВ У ВУЗЛАХ ТЕРТЯ ВІТЧИЗНЯНИХ ЛІТАКІВ	211

5.1 Підвищення триботехнічних характеристик титанових деталей літаків	211
5.2 Дослідження зносостійких покриттів на основі карбіду вольфраму, що наносяться високошвидкісним газополуменим методом HVOF, для деталей авіаційного призначення	221
5.3 Ефективність застосування композиційних металокерамічних і металополімерних матеріалів для вузлів тертя вітчизняних цивільних літаків	229
5.4 Дослідження можливостей застосування полімерних зносостійких композитів з наповнювачами з порошкових відходів механічної обробки вуглепластиків	242
Висновки до розділу 5	252
РОЗДІЛ 6. ПРОБЛЕМИ ІНЖЕНЕРНОГО ПРОГНОЗУВАННЯ ЕФЕКТИВНИХ ОБСЯГІВ ЗАСТОСУВАННЯ МАТЕРІАЛІВ ПОРОШКОВОЇ МЕТАЛУРГІЇ В КОНСТРУКЦІЯХ АГРЕГАТІВ ЛІТАКІВ. ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДОСЛІДЖЕНЬ	256
6.1 Основи інженерного прогнозування обсягів впровадження порошкових матеріалів в агрегатах літаків	256
6.2 Загальна концепція впровадження, використання і передачі результатів	269
6.3 Впровадження результатів дисертації в навчальний процес профільних вищих навчальних закладів	275
Висновки до розділу 6	276
ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	278
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	283
ДОДАТКИ	312

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

1. ВВ – вуглецеві волокна
2. ВВКМ – вуглець-вуглецевий композиційний матеріал
3. ВНТ – вуглецеві нанотрубки
4. ГВТ – генеральна визначальна таблиця
5. ГПП – гаряче ізостатичне пресування
6. ГТД – газотурбінний двигун
7. ДП – державне підприємство
8. ДСО – деталі й складальні одиниці
9. ДТП - директивний технологічний процес
10. ЕП – елементарний порошок
11. КД – конструкторська документація
12. КЗ – катастрофічне зношення
13. КІБ – конденсація з іонним бомбардуванням
14. ККМ – керамічний композиційний матеріал
15. КМВ – композиційний матеріал вуглепластик
16. КМК – корозія міжкристалічна
17. КР – корозійне розтріскування
18. КРП – контактна різниця потенціалів
19. КСС – конструктивно-силова схема
20. КТР – конструктивно-технологічні рішення
21. МІР – магнетронно-іонне розпилення
22. МПМ – метод порошкової металургії
23. МФС – металофторопластова стрічка
24. ОПР – особа, що приймає рішення
25. ПК – пітінгова корозія
26. ПKE – порошкові конструкційні елементи
27. ПКМ – полімерні композиційні матеріали
28. ПЛ – порошок лігатур

29. ПС – повітряне судно
30. СВС – самопоширюваний високотемпературний синтез
31. ТЗ – технічне завдання
32. ТЗБП – теплозахисні бар’єрні покриття
33. ТК – транспортна категорія
34. ТКЛР – температурний коефіцієнт лінійного розширення
35. ТПВ – технологічна підготовка виробництва

ВСТУП

Актуальність теми. Світовий ринок продажів і послуг повітряних суден транспортної категорії (ПС ТК) має стійку тенденцію до присутності на ньому обмеженого числа держав, куди входить і Україна, що мають науково-технічний і кадровий потенціал створення сучасних літаків і замкнутий цикл їх виробництва.

Цей ринок характеризується постійним зростанням конкуренції, успішна участь в якій передбачає безперервне збільшення вагової віддачі повітряних суден, їх надійності та ресурсу, а також інших важливих експлуатаційних характеристик.

Відомо, що конструкційні матеріали є базисом для створення будь-яких технічних об'єктів взагалі і авіаційної техніки особливо.

Будь-які льотно-технічні характеристики літака в кінці-кінців можуть бути реалізовані тільки експлуатаційними характеристиками того чи іншого конструкційного матеріалу, які значною мірою зумовлені рівнем технології їх переробки у відповідні конструктивно-технологічні рішення агрегатів літака. Тому прогрес в авіабудуванні і зокрема в цивільних літаках кожного покоління взаємопов'язаний з прогресом у розвитку матеріалів і технологій їх переробки.

Аналіз світового та вітчизняного досвіду застосування конструкційних матеріалів показує, що незважаючи на істотний матеріалознавчий прогрес, до теперішнього часу основними матеріалами авіабудування є металеві сплави на основі алюмінію, титану, сталі та постійне збільшення обсягу застосування в планері ПС ТК полімерних композиційних матеріалів (ПКМ), а також помітне зростання обсягів застосування нових матеріалів і технологій порошкової металургії.

Великі переваги порошкових матеріалів, пов'язані зі зниженням вартості сировини, підвищенням коефіцієнта використання матеріалу, а також можливості збільшення ресурсу, корозійної стійкості й зносостійкості конструкцій сти-

мулювали істотне зростання їх впровадження в літаках зарубіжних компаній Boeing і Airbus.

Проте зростання обсягів застосування порошкових матеріалів пов'язано з необхідністю розробки наукових основ концепції підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних ПС ТК спеціальними методами порошкової металургії, що являють собою актуальну комплексну проблему забезпечення конкурентоспроможності вітчизняних літаків на світовому ринку продажів і послуг.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. В основу дисертації покладено матеріали, що узагальнюють дослідження, які проведені автором протягом 2014-2019 років в межах реалізації науково-дослідних і дослідно-конструкторських робіт з освоєння і впровадження у виробництво нових прогресивних технологічних процесів, матеріалів і обладнання, направлених на виконання стратегії розвитку вітчизняної авіаційної промисловості до 2020 року.

Мета і задачі дослідження. Метою дисертації є підвищення вагової віддачі, надійності та інших льотно-технічних характеристик вітчизняних цивільних літаків, що забезпечують їх високу конкурентоспроможність на міжнародному ринку продажів і послуг шляхом розробки наукових основ концепції підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних цивільних літаків методами порошкової металургії.

Для досягнення цієї мети в роботі було сформульовано та вирішено такі задачі:

1. Розробити наукові основи загальної методології оцінки ефективності методів порошкової металургії, адаптованих до використання в агрегатах цивільних літаків.

2. Синтезувати критерії оцінки перспективності розширення застосування в конструкціях планера цивільних літаків спечених конструкційних матеріалів на основі алюмінію та титану.

3. Виконати дослідження та реалізувати потенційні можливості підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій цивільних літаків іонно-плазмовими та газотермічними методами нанесення покриттів.

4. Розробити критерії ефективності застосування порошкових матеріалів для вузлів тертя літаків.

5. Модифікувати методи інженерного прогнозування на довгострокові періоди для аналізу перспектив зростання обсягів впровадження матеріалів порошкової металургії в конструкції агрегатів вітчизняних цивільних літаків.

Об'єкт дослідження - агрегати вітчизняних ПС ТК зі спечених порошкових матеріалів та із захисними іонно-плазмовими і газотермічними покриттями.

Предмет дослідження - наукові основи складових концепції підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних ПС ТК методами порошкової металургії, а також синтезу їх раціональних конструктивно-технологічних рішень.

Методи дослідження. У розділах 2-5 дисертації широко використовувалися методи системного аналізу і математичної логіки, структурного аналізу. Крім того, в розділах 2-3 реалізовано апарат теорії класифікацій і кваліметрії, експертних оцінок, синтезу критеріальних оцінок ефективності застосування порошкових спечених матеріалів. У розділі 4 використано методи синтезу іонно-плазмових і газотермічних покриттів, фрактографії, неруйнівного контролю якості покриттів. У розділі 5 реалізовано електроіскровий та HVOF методи нанесення покриттів, металографічні та триботехнічні методи випробувань. У розділі 6 реалізовано методи теорії інженерного прогнозування.

Наукова новизна одержаних результатів.

У науково-методичному аспекті вперше розроблено науковий напрямок в теорії синтезу конструкцій агрегатів із застосуванням деталей зі спечених порошкових матеріалів, орієнтований на нові концептуальні підходи до вдосконалення їх конструкцій в специфічних умовах експлуатації шляхом вибору їх раціональних конструктивно-технологічних параметрів з урахуванням існуючого

рівня виробництва, який в комплексі забезпечує наукову підтримку створення конкурентоспроможних на світовому ринку продажів і послуг ПС ТК.

Основними складовими цього напрямку є вперше запропоновані та реалізовані:

- концепція підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних ПС ТК спеціальними методами порошкової металургії;
- загальна методологія оцінки ефективності методів порошкової металургії стосовно до використання в агрегатах цивільних літаків;
- критерії оцінки перспективності розширення застосування в агрегатах ПС ТК спечених матеріалів на основі алюмінію та титану;
- критеріальні оцінки ефективності іонно-плазмових і газотермічних порошкових покриттів деталей агрегатів ПС ТК;
- критерії ефективності застосування порошкових матеріалів у вузлах тертя ПС ТК;
- одержала подальший розвиток теорія інженерного прогнозування перспективних обсягів застосування порошкових матеріалів в агрегатах вітчизняних літаків.

В експериментально-теоретичному і прикладному аспектах вперше розроблено математичні моделі, що реалізують методики науково-технічного забезпечення методології оцінки ефективності методів порошкової металургії в агрегатах ПС ТК за різних умов їх експлуатації.

Практичне значення одержаних результатів.

Одержані результати та рекомендації дозволяють:

- впровадити в агрегатах ПС ТК нові композитні металокерамічні, металополімерні та інші матеріали для вузлів тертя, здатні задовольнити комплексу суперечливих вимог, в тому числі для комбінованого приводу механізації крила літаків Ан-148, Ан-158, Ан-70, гальмівних підкладок для передньої опори шасі літака Ан-124 «Руслан», фрикційних дисків бортових вантажних кранів транс-

портних літаків, підшипників ковзання, втулок та інших деталей тертя, що працюють в режимі самозмащування;

- розробити і впровадити технології інженерії поверхні виробів з титанових сплавів, що забезпечують регламентований рівень функціональних властивостей зносостійкості та фретингокорозійної стійкості;

- встановити причини руйнування деталей з алюмінієвих, титанових сплавів і сталей та розробити рекомендації щодо суттєвого підвищення їх терміну служби;

- результати проведених в дисертації досліджень включені складовою частиною комплексу заходів, що послужили основою для обґрунтування продовження терміну експлуатації літаків ДП «Антонов» в 1,6 рази, що дало порівняльний економічний ефект понад 200 млн. грн за рахунок продовження експлуатації вітчизняних літаків замість закупівлі нових зарубіжних аналогів;

- науково обґрунтовано здійснювати попереднє прогнозування раціонального обсягу впровадження в агрегатах ПС ТК порошкових матеріалів в короткостроковий, середньостроковий і довгостроковий періоди залежно від реалізації можливостей ДП «Антонов».

Особистий внесок здобувача складають сформульовані і (або) вирішені ним основні складові даної науково-технічної проблеми, що включають в себе нові підходи, концепцію, методологію та критерії оцінки ефективності методів порошкової металургії, модифіковані методи інженерного прогнозування зростання обсягів впровадження матеріалів порошкової металургії в конструкцію ПС ТК, які стали базовими при створенні наукових основ методології синтезу потрібного рівня експлуатаційних характеристик агрегатів ПС ТК з урахуванням існуючого рівня їх виробництва і одержання нових конкретних результатів, викладених в 13 статтях [5, 15, 17-21, 24-28, 33], 2 тезах [36, 41] і 2 патентах [43, 45], опублікованих без співавторства. У колективній монографії [1] автором написані два розділи: розділ 4 «Титанові сплави» і розділ 6 «Матеріали триботехнічного призначення», в яких надано класифікації титанових сплавів і

матеріалів триботехнічного призначення, що використовуються у літакобудуванні та інших галузях техніки, їх властивості при різних температурах, а також технологічні особливості; у колективній монографії [2] автором написані два розділи: розділ 2 «Основи порошкової металургії» і розділ 7 «Газотермічні порошкові покриття», в яких синтезовано і узагальнено численні дослідження інших авторів, а також власні дослідження щодо методів одержання наноматеріалів, наноорієнтованих технологій обробки поверхні, що базуються на хімічних і фізичних процесах, а також повні узагальнені дані про високотемпературні, зносостійкі та інші захисні покриття, що застосовуються в конструкціях аерокосмічного призначення; в публікаціях зі співавторами [8, 11-13, 16, 22, 23, 30, 31, 39] автору належать ідеї, загальні підходи у вирішенні конкретних задач або вони належать співавторам в рівних частках участі [3, 4, 6, 7, 9,10, 14, 29, 32, 34, 35, 37, 38, 40, 42, 44, 46-49].

В організаційно-технічних результатах роль автора полягала в консультаціях або спільних роботах. Так, в [3] автором на підставі аналізу великого статистичного матеріалу, що охоплює багаторічний період експлуатації вітчизняних повітряних суден транспортної категорії ДП «АНТОНОВ», проведено поглиблений аналіз основних видів і причин руйнування їх конструктивних елементів з алюмінієвих сплавів; в [4] запропоновано методіку дослідження рівня зносостійкості зразків композитів з наповнювачем з порошкових відходів механічної обробки вуглепластиків; в [6] запропоновано підхід до оцінювання експлуатаційних характеристик втулок з матеріалу БФГ-50М, які пропонується використовувати замість металофторопласту у вузлах тертя літака; в [7] наведено методіку проведення аналізу експлуатаційних руйнувань металевих конструкцій авіаційної техніки; в [8] наведено методіку проведення поглибленого аналізу вичерпання експлуатаційної несучої здатності деталей і вузлів конструкцій вітчизняних повітряних суден транспортної категорії з титанових сплавів; в [9] запропоновано загальну постановку задачі визначення несучої здатності конструкцій вітчизняних і закордонних літаків транспортної категорії з полімерних

композиційних матеріалів; в [10] запропоновано методику аналізу видів відмов, характеру і частоти експлуатаційних ушкоджень конструкцій вітчизняних і закордонних літаків з полімерних композиційних матеріалів; в [11] запропоновано методику дослідження зносостійких покриттів на основі карбіду вольфраму, які наносяться високошвидкісним газополуменим методом на деталі авіаційного призначення; в [12] приведено методику дослідження експлуатаційних характеристик втулок з вітчизняного матеріалу БФГ-50М, які пропонується використовувати з метою імпортозаміщення для вітчизняних літаків, запропоновано технологічний процес одержання втулок і методику їх металографічного дослідження; в [13] запропоновано методику випробувань втулок з матеріалу БФГ-50М, які виготовлені методами порошкової металургії; в [14] запропоновано нові моделі ущільнення й полімеризації препрегів при інфузії сполучного у виробництві деталей авіатехніки з полімерних композиційних матеріалів; в [16] автором розкриті основні види й причини руйнування сталевих деталей вузлів і агрегатів літаків, наведено характерні приклади корозійного пошкодження, втоми, зносу та їх комплексного впливу на конструктивні елементи літаків ДП «Антонов»; в [22] автором запропоновано методику аналізу зміни структури і властивостей поверхні при формуванні моношарових іонно-плазмових титанових покриттів, а також методику визначення залишкових мікронапружень, зміни мікротвердості покриттів від їх товщини, запропоновано метод визначення товщини покриттів на деталях різної форми, заснований на ефекті поглинання матеріалом покриття рентгенівського флуоресцентного випромінювання, яке збуджується в одному з елементів підкладки; в [23] наведено результати дослідження автором впливу нітридного покриття на механічні властивості систем «метал-покриття», встановлено оптимальне значення шорсткості поверхні, при якій зберігається роботоздатність покриття, наведено результати досліджень взаємозв'язку корозійної стійкості з кінетичними параметрами процесу наплення; в [29] наведено методику аналізу ефективності застосування газотермічних покриттів, яка базується на запропонованій автором системі критеріїв, які є

найбільш важливими для виробництва деталей і вузлів авіатехніки; в [30] автором проведено аналіз загальних характеристик матеріалів триботехнічного призначення, що складають фрикційний підклас, синтезовано класифікаційну схему основних видів компонентів фрикційних матеріалів; в [31] запропоновано класифікаційні компоненти експлуатаційних характеристик, які узгоджені з відносними критеріями ефективності фрикційних триботехнічних матеріалів пари тертя, числове визначення яких реалізується в межах концептуального підходу до критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій; в [32] автором запропоновано систему критеріїв для інженерного прогнозування ефективного обсягу використання матеріалів порошкової металургії в конструкціях агрегатів літаків; в [34] автором проведено аналіз вітчизняного і зарубіжного досвіду використання металокерамічних і металополімерних матеріалів у вузлах тертя агрегатів літаків, що дозволяє забезпечити їх надійність, якість і ресурс; в [35] запропоновано концептуальний підхід, який базується на використанні інтегрального критерію ефективності, що дозволяє зробити критеріальну оцінку підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій з газотермічними покриттями, а також методику попереднього встановлення пріоритетності за ефективністю конкретних покриттів та відповідного їм газотермічного методу напилення; в [37] запропоновано методику проведення аналізу і синтезу формування структури і властивостей конструкційних матеріалів та їх покриттів з урахуванням критерію безпеки; в [38] запропоновано методику проведення аналізу впливу конструктивно-технологічних параметрів на втомну довговічність роз'ємних з'єднань конструктивних елементів з титанових сплавів; в [39] запропоновано принцип класифікації основних видів складів антифрикційних матеріалів для пар тертя авіаційних агрегатів; в [40] синтезовано класифікаційну схему основних видів антифрикційних матеріалів, яка включає два основних підкласи, що складають клас триботехнічних – ливарні сплави та спечені матеріали; в [42] запропоновано при формуванні покриття на металевій поверхні за допомогою

іонно-вакуумного плазмового напилення для очищення поверхні використовувати ультразвукову очистку; в [43] запропоновано при виготовленні деталей з антифрикційними властивостями процес припікання (нагрів, витримку при температурі спікання й охолодження) здійснювати в середовищі водню; в [44] запропоновано при іонно-вакуумному напиленні антикорозійного покриття на металеву поверхню для очищення поверхні використовувати ультразвукову очистку; в [46] запропоновано при іонно-вакуумному нанесенні багат шарового антикорозійного покриття на металеву поверхню для очищення поверхні використовувати ультразвукову очистку; в [47] запропоновано при виготовленні заготовки для деталі з антифрикційного металокерамічного матеріалу використовувати графіт кристалічний ливарний; в [48] запропоновано при виготовленні заготовки для деталі з антифрикційного металокерамічного матеріалу використовувати графіт кристалічний ливарний як один з компонентів шихти; в [49] запропоновано при формоутворенні великогабаритної деталі із заготовки з листового матеріалу в програму формоутворення поверхні з заготовки ввести додатково такий геометричний параметр як кут γ між вертикальною віссю крайніх роликів набірної пуансону та нормаллю, проведеною в точці контакту цих роликів з поверхнею заготовки, що дозволяє коректувати положення набірної пуансону на кожному переході формоутворення.

Апробація результатів дисертації. Окремі результати дисертації доповідалися автором на міжнародних і українських конференціях та семінарах, в тому числі на Всеукраїнській науково-технічній конференції «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні» ІКТМ 2016 і ІКТМ 2017 (м. Харків, 2016 і 2017 роки), Міжнародній науково-технічній конференції «Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки» (м. Харків, 2017 і 2018 роки), в межах 10-го Міжнародного авіаційно-космічного салону «АВІАСВІТ-XXI» (м. Київ, 2016 рік), на V і VII Технічних конференціях українського відділення Міжнародного товариства з просування матеріалів і технологій (SAMPE) (м. Київ, 2015, 2017 роки), Науково-технічній раді ДП «Анто-

нов» (м. Київ, 2015-2018 роки), науково-технічному семінарі кафедри проектування літаків і вертольотів Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» (м. Харків, 2015-2018 роки), VIII Всесвітньому конгресі «Авіація в XXI столітті» в Національному авіаційному університеті (м. Київ, 2018 рік).

Публікації. Основні результати дисертації опубліковано у 49 наукових працях, у тому числі: 2 колективні монографії, 33 статті (13 з них без співавторства), з них 11 статей у збірниках та журналах, що включені до переліку наукових фахових видань України, 21 стаття у журналах України, що включені у міжнародні наукометричні бази, та 1 стаття у міжнародному науковому виданні; 6 публікацій в матеріалах конференцій та тезах доповідей та 8 патентів.

Структура та обсяг роботи. Дисертація складається із вступу, 6 розділів, висновків, списку використаних джерел з 259 найменувань і 8 додатків на 111 сторінках друкованого тексту. Загальний обсяг роботи становить 422 сторінки друкованого тексту, в тому числі основний текст дисертації містить 238 сторінок і включає 61 ілюстрацію та 45 таблиць.

Автор вважає своїм обов'язком висловити глибоку і щирю вдячність за допомогу і поради при написанні цієї роботи своєму науковому консультанту, Лауреату Державної премії України в галузі науки і техніки, доктору технічних наук, професору Ігнатовичу Сергію Ромуальдовичу і окремо кандидату технічних наук, старшому науковому співробітнику Моляру Олександрю Григоровичу, а також всім співавторам і колегам, які брали участь у виконанні спільних досліджень за методичну, організаційну і технічну допомогу, надану ними в процесі роботи над дисертацією.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ ПЕРСПЕКТИВНИХ НАПРЯМКІВ ЗАСТОСУВАННЯ КОНСТРУКЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ І ТЕХНОЛОГІЙ ЇХ ПЕРЕРОБКИ В АГРЕГАТАХ ВІТЧИЗНЯНИХ ЦИВІЛЬНИХ ЛІТАКІВ

Відомо, що конструкційні матеріали є базисом для створення будь-яких технічних об'єктів взагалі й авіаційної техніки особливо.

Будь-які льотно-технічні характеристики літака в кінцевому рахунку можуть бути реалізовані тільки потенційними можливостями - експлуатаційними характеристиками того чи іншого конструкційного матеріалу, які значною мірою зумовлені рівнем технології їх переробки у відповідні конструктивно-технологічні рішення агрегатів літака. Тому прогрес в авіабудуванні й, зокрема, в цивільних літаках кожного покоління взаємопов'язаний з прогресом у розвитку матеріалів і технологій їх переробки.

Аналіз світового та вітчизняного досвіду застосування конструкційних матеріалів показує, що, незважаючи на істотний матеріалознавчий прогрес, до теперішнього часу основними матеріалами авіабудування є алюмінієві, титанові сплави та сталі (рис. 1.1).

Діаграми відносної частки кожного з цих груп матеріалів і полімерних композитів показані на рис. 1.1 [16], 1.2 [17]. Як випливає з цих діаграм, помітлася суттєва тенденція в структурах матеріального балансу в планерах літаків: зниження відносного обсягу сталі й алюмінієвих сплавів, збільшення частки титанових сплавів і значне зростання частки полімерних композиційних матеріалів. Незважаючи на деяку відмінність в обсягах однойменних груп матеріалів на рис. 1.1, 1.2, зазначені вище тенденції зберігаються.

З наведеної інформації слід відзначити принципову необхідність приділити важливу увагу дослідженням впливу основних факторів експлуатаційного руйнування конструкцій повітряних суден як з металевих сплавів, так і з полімерних композитів з урахуванням їх відмінних рис.

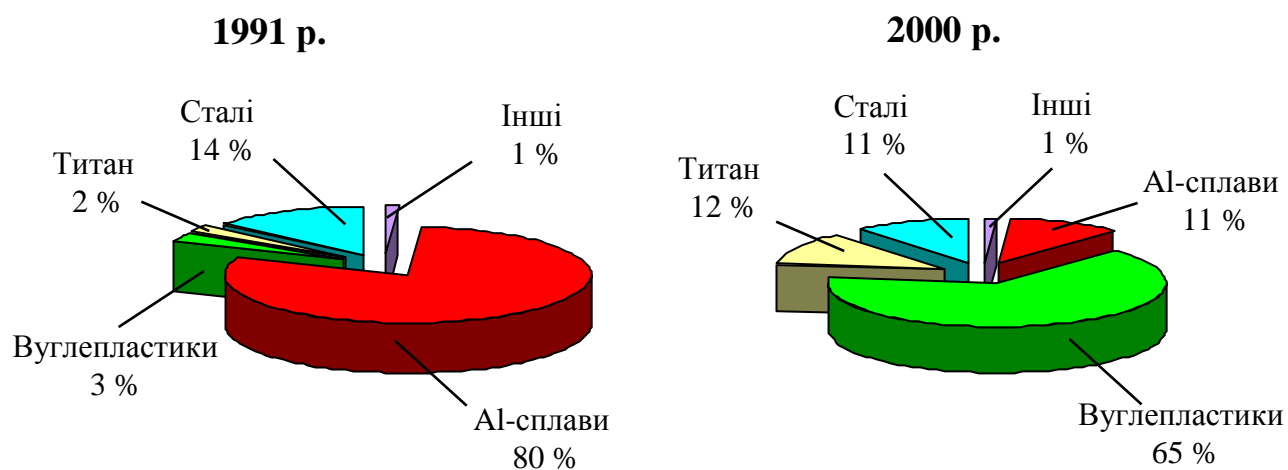


Рисунок 1.1 – Структура матеріального балансу планера закордонних літаків [16]

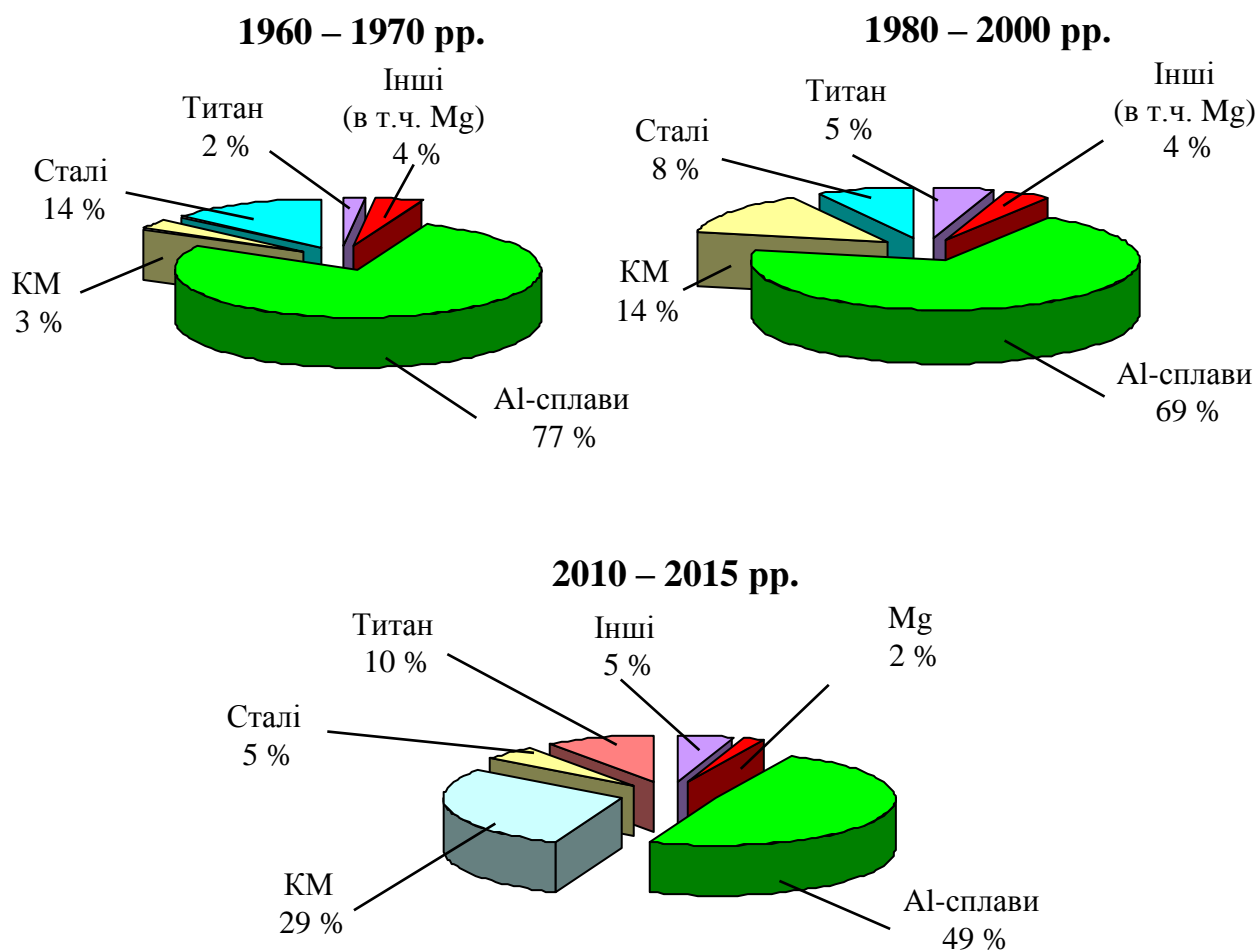


Рисунок 1.2 – Структура матеріального балансу планера вітчизняних і російських літаків [17]

З урахуванням викладеного вище вважається за необхідне на першому етапі досліджень провести аналіз типових руйнувань як металевих конструкцій зі сталі, алюмінієвих і титанових сплавів, так і деталей та вузлів агрегатів повітряних суден з полімерних композиційних матеріалів. При цьому ХХІ століття ознаменувався появою та інтенсивним нарощуванням обсягів застосування в повітряних судах конструкційних матеріалів порошкової металургії, що вимагає висвітлення цієї проблеми в межах даного аналізу.

1.1 Основні види і причини руйнування в експлуатації конструктивних елементів вітчизняних цивільних літаків транспортної категорії з металевих сплавів

1.1.1 Експлуатаційні руйнування конструктивних елементів з алюмінієвих сплавів

Нижче проведено аналіз руйнувань конструктивних елементів з алюмінієвих сплавів агрегатів крила, фюзеляжу і шасі літаків ДП «Антонов» за тривалий період їх експлуатації, який узагальнює та доповнює дослідження, проведені раніше в роботах [3–16].

Якщо не враховувати вплив так званого «людського фактора», то всі випадки руйнування деталей або агрегатів літака обумовлені трьома основними причинами - корозією, втомою та зносом. Оскільки для вузлів триботехнічного призначення алюмінієві сплави практично не застосовують, то остання з перерахованих причин руйнування для них за винятком ерозійного зносу не актуальна.

Нижче проаналізовано досвід експлуатації літаків ДП «Антонов» за 20...40 років, зокрема, оцінені корозійні пошкодження силової конструкції планера, виготовленої з алюмінієвих сплавів, вказані причини виникнення корозії, її види, способи усунення та її можливий вплив на ресурсні характеристики конструкції.

Протягом тривалого періоду експлуатації на елементах конструкції вияв-

лені такі види корозії й корозійні пошкодження: пітингова, розшарування, міжкристалітна, щілинна, контактна і корозійне розтріскування (КР) (таблиця 1.1).

Таблиця 1.1 - Корозійні та корозійно-механічні пошкодження, виявлені на елементах конструкцій літаків «Ан», і причини їх виникнення

№ за/п	Найменування елементів конструкції, на яких найчастіше спостерігалися корозійні пошкодження	Типи літаків	Матеріал	Види виявленої корозії й тріщин	Причини виникнення дефектів
1	2	3	4	5	6
ФЮЗЕЛЯЖ					
1	Нижня частина фюзеляжу вздовж осі симетрії літака (зона під підлогою): – внутрішня обшивка, елементи силового набору (найбільш інтенсивні пошкодження в зоні розташування побутових приміщень і туалетів);	Ан-22 Ан-24 Ан-26 Ан-30 Ан-32 Ан-124	Д16Т Д16чТ	Пітингова, розшарувальна, міжкристалітна, щілинна, контактна, КР	Накопичення вологи під підлогою через відсутність дренажу; недостатнє провітрювання; витікання корозійно-активних речовин
	– обшивка і стрингери в зоні зварних точок (клеєзварні з'єднання);	Ан-22 Ан-24	Д16Т Д16чТ		Викришування клейового шва з-під стрингера та оголення поверхні обшивки, адсорбція вологи в утворених проміжках
	– тріщини стрингерів	Ан-72 Ан-74 Ан-124	01420 Т1		Монтажні та внутрішні напруження, недостатня корозійна стійкість матеріалу

Продовження таблиці 1.1

1	2	3	4	5	6
ФЮЗЕЛЯЖ					
1	– стояки, силові шпангоути з тріщинами низинок і бокової частині в зоні отворів кріплення, в нижніх поясах	Ан-22 Ан-22	В95Т1 В93Т1	Пітингова, розшарувальна, міжкристалітна, щілинна, контактна, КР	Монтажні напруження, несприятливий контакт різнорідних матеріалів
2	Зовнішня поверхня обшивки у зоні стиків	Ан-24 Ан-26 Ан-30	Д16Т Д16чТ	Щілинна, розшарувальна	Накопичення вологи, бруду у проміжках
3	Поверхня бокової стінки між низинками 20 - 21 шпангоутів, низинки шпангоутів 18 - 23 у ніші шасі	Ан-72 Ан-74	Д16чТ	Пітингова, розшарувальна	Пошкодження ЛФП ударами каменів під час посадки на ґрунтові аеродроми
4	Горизонтальні полиці верхніх і нижніх поясів бортових балок	Ан-12	Д16Т	Розшарувальна, КР	Волога, хімічні домішки, монтажні напруження
5	Низ фюзеляжу під захисними листами між шпангоутами 59 - 62	Ан-12	Д16Т	Щілинна, контактна, розшарувальна	Накопичення вологи, бруду під захисними титановими листами, контакт різнорідних металів, попадання рідини з туалету
КРИЛО ТА ОПЕРЕННЯ					
6	Зовнішня поверхня обшивок верхніх і нижніх панелей крила біля горловини зливних кранів, зенкованих отворів під заклепки і болти кріплення панелей,				Дія вологих і агресивних атмосфер, відсутність захисного покриття на поверхні зенкованих отворів, електрохімічні процеси під

Продовження таблиці 1.1

1	2	3	4	5	6
КРИЛО І ОПЕРЕННЯ					
6	отвори кріплення бортових кутників мотогондол, в зоні поздовжніх стиків, біля дренажних отворів, а також біля заливних горловин і люків паливомірів. Тріщини на торцях обшивок верхніх панелей середньої частині крила (СЧК)	Ан-12 Ан-22 Ан-24 Ан-26 Ан-30 Ан-32 Ан-72 Ан-124	В95Т1 В95пчТ1 Д16Т Д16чТ АК-6 (окантування)	Пітингова, розшарувальна, щілинна, контактна, КР, КВ*	час контакту у вологому середовищі різнорідних металів обшивки і кріплення, щілинний ефект в зоні поздовжніх стиків
		Ан-24 Ан-26	В95Т1		Пошкодження захисного покриття під час складальних робіт
7	Зовнішня поверхня верхніх і нижніх поясів, балок і рам лонжеронів крила (часто у місцях стику нижнього пояса 2 лонжерона з фітингами стоек шпангоутів)	Ан-12 Ан-24 Ан-26 Ан-30	В95Т1 Д16Т В95пчТ1 Д16чТ	Пітингова, розшарувальна, контактна	Накопичення вологи, кіптяви і бруду на поверхні поясів лонжеронів, пошкодження ЛФП, накопичення вологи у проміжку між поясом і фітингом стійки шпангоута
8	Всередині кесона центроплану, де встановлені м'які паливні баки: – на елементах силового набору; – на обшивці верхніх і нижніх панелей; – на балках лонжеронів	Ан-22 Ан-24 Ан-26 Ан-30	В95Т1 Д16Т	Пітингова, розшарувальна, щілинна	Недостатнє зливання вологи, її накопичення під пінопластовими вставками внаслідок їх непроклеювання і встановлення з проміжками від стрингерів і лонжеронів
9	Всередині герметичних баків-кесонів СЧК (у місцях відшарування герметика)	Ан-24 Ан-26	Д16Т Д16чТ В95Т1	Розшарувальна, КВ*	Домішки вологи і агресивних інгредієнтів в паливі, нанесення герметика із порушенням технології
10	Всередині кесона СЧК у зонах встановлення сталевих самонарізів	Ан-12	В95Т1 Д16Т	Розшарувальна, контактна,	Волога, контакт різнорідних металів

Продовження таблиці 1.1

1	2	3	4	5	6
КРИЛО ТА ОПЕРЕННЯ					
10	і металізації паливних баків. Пошкодження на поверхні обшивки, стрингерах верхніх і нижніх панелей, поясів нервюр	Ан-12	В95Т1 Д16Т	КР (втомне підростання), КУ	
11	Внутрішня поверхня верхніх і нижніх поясів лонжеронів СЧК	Ан-12 Ан-24 Ан-26 Ан-30	Д16Т	КР (втомне підростання)	Пошкодження захисного покриття, волога; монтажні навантаження створюють розтягувальні статичні напруження в зоні кріпильних отворів
12	Всередині герметичних баків-кесонів на поверхні нижніх панелей між 19 - 20 НК	Ан-74	Д16чТ	Розшарувальна, КР	Некондиційне паливо
13	Зовнішня поверхня: – обшивки носка, верхніх і нижніх панелей стабілізатора; – стінок і поясів лонжеронів вертикального та горизонтального оперення	Ан-24 Ан-26 Ан-30	Д16Т Д16АТ Д16чТ	Пітингова, розшарувальна, контактна	Конденсація та накопичення вологи, контакт різнорідних металів
		Ан-12	Д16Т		Накопичення вологи, бруду, хімічних добавок (в результаті згоряння палива); контакт різнорідних металів
14	Внутрішня поверхня верхніх і нижніх панелей стабілізаторів, кіля, горизонтальних полиць стрингерів стабілізаторів, кіля в місцях кріплення обшивки методом зварювання	Ан-22 Ан-24 Ан-26 Ан-30	Д16Т Д16АТВ	Щілинна, розшарувальна	Волога і підвищені вібраційні навантаження; відшарування, викришування клейових валків і оголення поверхні обшивки; накопичення вологи в проміжках
15	Кронштейни: – вузлів навіски елеронів;				Порушення технології нанесення

Продовження таблиці 1.1

1	2	3	4	5	6
КРИЛО ТА ОПЕРЕННЯ					
15	<ul style="list-style-type: none"> – рулів висоти; – напрямних рулів; – навісок моторам; – навіски рампи, кріплення бокових замків рампи; – кріплення бокових розкосів монорейок закрилків; – навісок монорейок закрилків; – кріплення підйомників закрилків з тріщинами в провушинах, по кріпильних отворах, по ребрах жорсткості 	<p>Ан-72 Ан-74 Ан-24 Ан-26 Ан-22</p>	<p>Д16чТ АК6Т1 АК6 В95Т1 В93Т1</p>	<p>Пітингова, розшарувальна, контактна, КР</p>	<p>захисного покриття; пошкодження захисного покриття; внутрішні або монтажні напруження у вузлах кріплення деталей; контакт різнорідних металів (наприклад, із втулкою зі сталі 30ХГСА, сталевими болтами)</p>
16	<p>Стикувальні фітинги:</p> <ul style="list-style-type: none"> – лонжеронів СЧК і ОЧК з тріщинами на верхніх горизонтальних ребрах, в радіусних переходах, отворах під болт кріплення лапки, отворах кріплення; – центроплана зі стояками шпангоутів в отворах кріплення язика фітинга, радіусних переходах вертикальної стінки до полиці; – стояка 2 лонжерона; – нервюр з лонжеронами кіля і стабілізатора в зоні отворів кріплення; – лонжерона 	<p>Ан-12 Ан-24 Ан-22</p>	<p>АК6 В93Т1</p>	<p>Розшарувальна, міжкристалітна, контактна (втомне підростання)</p>	<p>Відсутність змащення у зоні стику фітингів, неякісне нанесення покриття після зачищення поверхні фітингів під час експлуатації; монтажні напруження, несприятливий контакт зі сталевими болтами</p>

Продовження таблиці 1.1

1	2	3	4	5	6
КРИЛО ТА ОПЕРЕННЯ					
	стабілізатора з фюзеляжем вздовж ребра фітинга, в отворах кріплення				
17	Профілі роз'ємів крила і оперення з тріщинами в області: <ul style="list-style-type: none"> – радіусних закруглень фрезерування під обшивку і стрічку (біля стрингерів 2 і 6); – отворів кріплення щілинний стрічки; – отворів під стикувальний болт; – перемичок між колодязями 	Ан-12 Ан-22	В95Т1 Д16Т Д16чТ В93Т1	Розшарувальна, контактна, КР (втомне підростання)	Пошкодження ЛФП, вибоїни, наявність сталевих самонарізів кріплення облицювання контейнера паливних баків, накопичення вологи в зоні радіусних переходів і під щілиною, стрічкою, контакт різнорідних металів, монтажні напруження
ШАСІ					
18	Кронштейни: <ul style="list-style-type: none"> – внутрішніх вікон шасі; – навішування головного стояку шасі по шпангоуту 27; – приводу клапана узгодження; – механізму управління вимикачем сигналізації стояків опори основного шасі; – вузла навіски вікна стояків шасі з тріщинами у провушинах кронштейнів в зоні отворів кріплення сталевими болтами 	Ан-22 Ан-12	В93Т1 АК6Т1	Контактна, КР (втомне підростання)	Недостатній антикорозійний захист сполучених деталей з різнорідних матеріалів, монтажні напруження
	Ан-122	ВАЛ10 Т5 ВАЛ19 Т5 АК6Т1	Пошкодження анодної плівки; вплив розтягувальних внутрішніх напружень, що виникають під час запресовуванні підшипника		
19	Фітинги на балці передньої ноги шасі з тріщинами в радіусному переході поверхонь фітинга	Ан-12	АК6Т1	Міжкристалітна, КР	Пошкодження захисного покриття, внутрішні напруження

Закінчення таблиці 1.1

1	2	3	4	5	6
20	Важелі коліс	Ан-22	В93Т1	КР	Монтажні напруження, внутрішні напруження після гартування

*КВ – корозійно-втомні тріщини.

Загальний вигляд корозійних пошкоджень показано на рис. 1.3 – 1.8 [17].

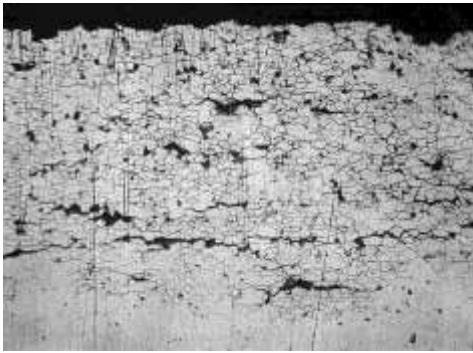


Рисунок 1.3 – Міжкристалітна корозія алюмінієвого сплаву з елементами розшарувальної, х 200

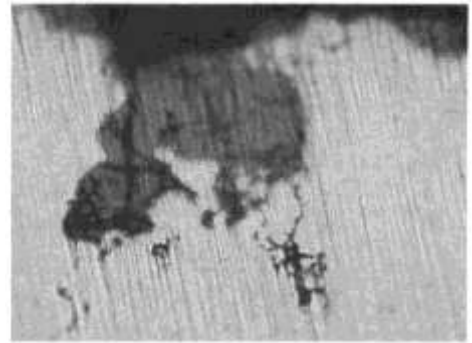


Рисунок 1.4 – Осередок зародження корозійної тріщини (корозійна виразка), х 500



Рисунок 1.5 – Мікрофрактографічні особливості міжзеренного корозійного механізму руйнування, х 400

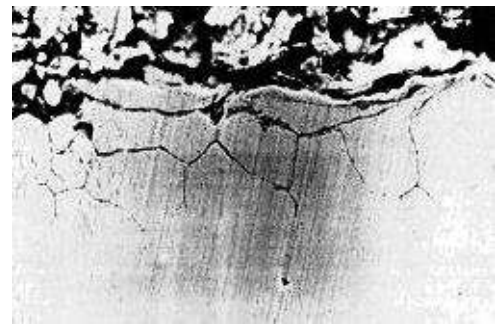


Рисунок 1.6 – Сітка міжзеренних тріщин на нетравленому мікрошліфі, х 1500

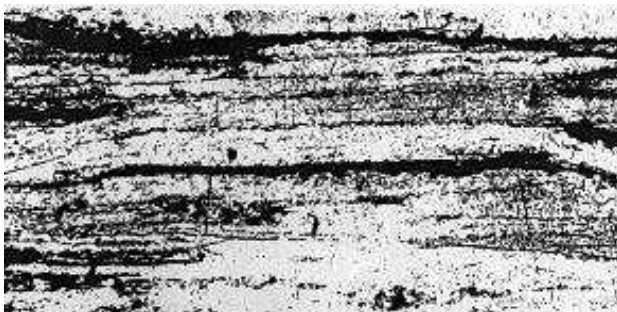


Рисунок 1.7 – Розшарувальна корозія, х 320



Рисунок 1.8 – Корозійно-втомне руйнування, х 500

Характер корозійного пошкодження алюмінієвих деталей планера літака залежить від наступних факторів:

- обраного для даної конструкції сплаву;
- технології виготовлення напівфабрикату, деталі та вузла в цілому;
- конструктивних особливостей вузла або агрегату;
- місця розташування конкретного елемента в конструкції планера;
- наявності корозійного середовища та характеру його впливу;
- наявності й якості захисних покриттів та дотримання встановлених вимог щодо їх застосування;
- наявності та своєчасності виконання регламентних робіт з обслуговування;
- виконання обробки профілактичними антикорозійними сумішами.

З огляду на зазначені чинники, які впливають на корозійне пошкодження матеріалів в конструкції літака, можна виділити 4 етапи по забезпеченню антикорозійного захисту:

1. Вибір матеріалу для конкретної конструкції (тип сплаву, система легування, тип напівфабрикату - пресований, кований або катаний, тип термічної обробки, наявність або відсутність плакованого шару).

2. Вибір конструктивного рішення, яке враховує корозійну поведінку вузла або агрегату (наявність або відсутність застійних зон; можливість вентиляції простору зони; наявність дренажних отворів; наявність електрохімічного контакту; можливість виконання складальних робіт на сирому ґрунті або герметики; відсутність припасування деталей за місцем, тобто конструювання з гарантованим проміжком між елементами, які стикаються між собою; врахування можливого впливу фретингу).

3. Вибір захисних покриттів (схеми покриттів в залежності від матеріалу вузла і місця його розташування; поділ електрохімічних пар; нанесення профілактичних сумішей).

4. Виконання періодичних оглядів і регламентних робіт в експлуатації (статистичне виявлення небезпечних за корозію зон; обов'язкове та своєчасне

видалення корозійних пошкоджень; відновлення пошкоджених покриттів і профілактичних сумішей).

Оскільки планер літака в основному виготовлений з алюмінієвих сплавів, в тому числі й високоміцних, то питання корозії під час проектування і виготовлення повітряних суден транспортної категорії є надзвичайно актуальними. Досвід експлуатації літаків цього класу показує, що повністю виключити корозію алюмінієвих сплавів неможливо, особливо це стосується повітряних суден з тривалим терміном експлуатації. Це обумовлено, в першу чергу, неможливістю повного виключення контакту різнорідних матеріалів, старінням лакофарбових покриттів, технологічними і експлуатаційними пошкодженнями плакованого шару, анодних і гальванічних покриттів, можливими дефектами структури, наявністю агресивних середовищ та ін.

Виходячи з характерних типів корозійного пошкодження і місця розташування конкретного елемента планера, при проектуванні обирають матеріал конструкції та схему його покриття з урахуванням всіх вищеперелічених факторів. У додатку Б1 розглянуто характерні приклади урахування корозійної стійкості алюмінієвих сплавів під час проектування вітчизняних повітряних суден транспортної категорії ДП «Антонов».

1.1.2 Основні види і причини руйнування сталевих деталей і агрегатів вітчизняних літаків

Нижче аналогічний аналіз на основі узагальнень попередніх досліджень [16, 18-28] проведено для сталевих деталей.¹⁾

В конструкціях сучасних літаків обсяг використання сталей постійно зменшується [29], що має об'єктивні причини:

- по-перше, для того, щоб сталь конкурувала за питомою міцністю з сучасними алюмінієвими і титановими сплавами, в яких питома міцність становить, відповідно, 20 і 27, границя міцності сталі повинна стано-

¹⁾ Найбільш повно в цій публікації використані матеріали, викладені нами в однойменному підрозділі розділу 7 нашої колективної монографії [16] та статті [18].

вити $\sigma_s = 2000$ МПа. Сталі з такою міцністю існують, але їх використання обмежене через чутливість до концентраторів напружень;

- по-друге, вона має низьку корозійну стійкість, зокрема, низькі порогові напруження, що особливо важливо для літаків з тривалим ресурсом експлуатації [23].

Незважаючи на вказані недоліки, сталеві деталі займають близько 10 % від маси каркаса літака. Основними перевагами, на яких базується їх використання, є високий модуль пружності, порівняно низька ціна, традиції в застосуванні аналогічних конструкцій і перевірена експлуатацією надійність [26-31].

Сталі в конструкціях вітчизняних літаків (рис. 1.9) залежно від класу можна умовно розділити на:

- маловуглецеві нелеговані, що застосовуються для малонавантажених деталей, зокрема холодновисадних болтів, і для деталей, технологія виготовлення яких потребує значної пластичної деформації;

- найпоширеніші конструкційні мало- і середньолеговані середньої міцності. З них виготовляють різноманітні силові деталі, зміцнені термічною обробкою на $\sigma_s = 900...1400$ МПа, зокрема зварні і такі, що підлягають хіміко-термічній обробці (азотуванню, цементації);

- високоміцні конструкційні, які можуть зміцнюватися термічною обробкою на $\sigma_s = 1400$ МПа і використовуються для виготовлення високонавантажених відповідальних деталей літака. Їх поділяють на високоміцні середньолеговані та мартенситностаркі;

- нержавні та жароміцні, що використовують для виготовлення корозійностійких деталей.

Застосування сталей кожного класу пов'язане з їх фізико-хімічними властивостями, технологічністю з урахуванням умов експлуатації: навантаження, контакт з іншими матеріалами, середа, наявність або відсутність тертя та ін. [23].

Експлуатаційні руйнування сталевих деталей літака, як було показано раніше в [29], можна розділити на три категорії: корозійні пошкодження, втома та

знос. У додатку Б2 розглянуто характерні приклади руйнувань сталевих деталей, викликаних зазначеними факторами, що в реальних умовах має місце більш часто.

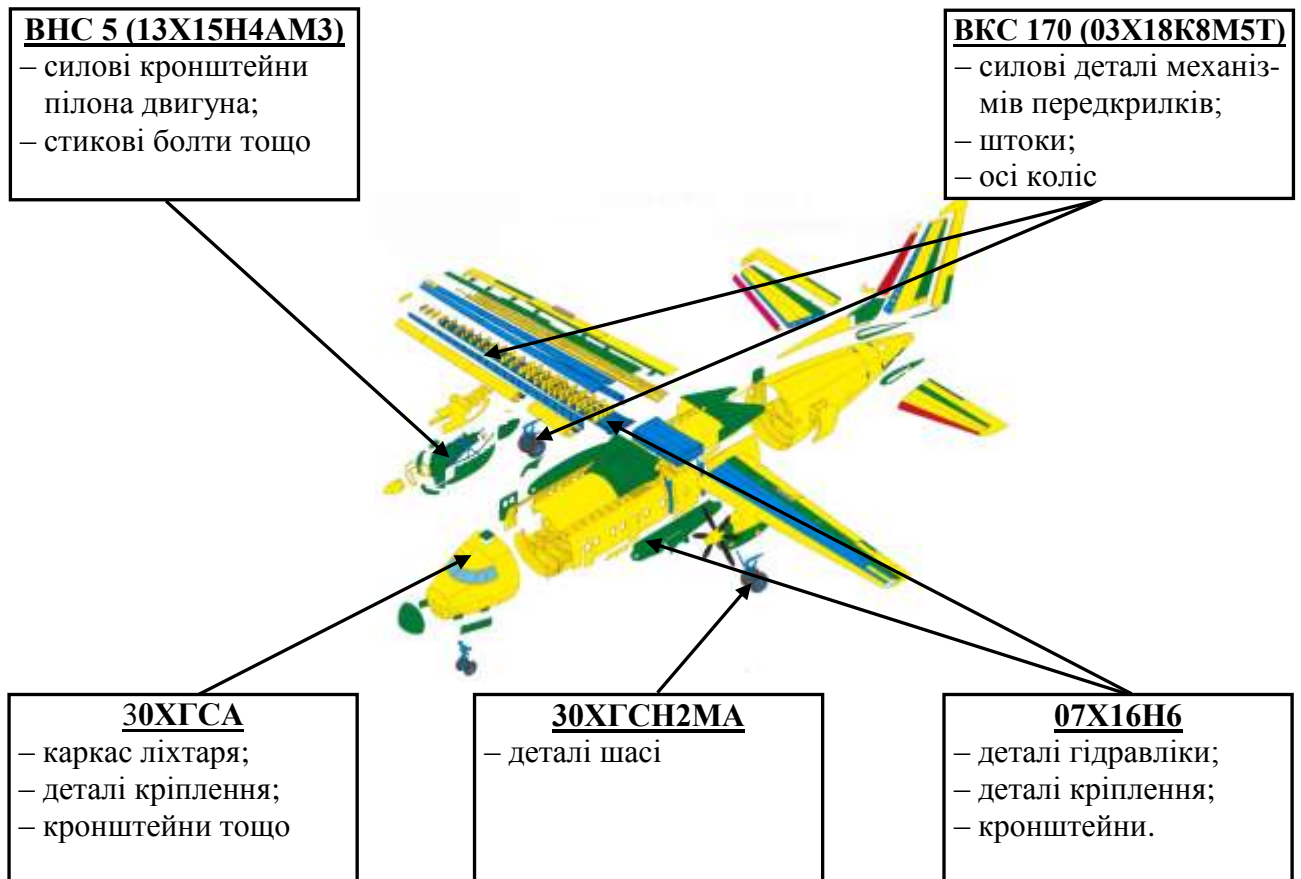


Рисунок 1.9 – Використання сталей у конструкції літаків «Ан»

Таким чином, на основі поглибленого аналізу і узагальнення результатів попередніх досліджень розкриті основні види і причини руйнування сталевих деталей вузлів і агрегатів вітчизняних повітряних суден транспортної категорії.

Показано, що найбільш відповідальними з високонавантажених вузлів літака, в яких ефективно використовуються конструкційні сталі типу 30ХГСН2МА, є вузли шасі. Ці сталі разом з високою питомою міцністю мають підвищену витривалість, однак невисоку корозійну стійкість і чутливі до конструктивно-технологічних концентраторів напружень.

У зв'язку з цим останнім часом у всьому світі все частіше виготовлення

вузлів шасі, здатних без руйнування витримати ресурс 40000...50000 посадок, здійснюють з високоміцних титанових сплавів.

Для оцінки ймовірності виникнення корозійних пошкоджень в певних місцях конструкції за період між оглядами використовують статистичний метод оцінки швидкості їх росту за даними огляду конструкцій в період експлуатації (такий підхід використано для призначення ресурсів літаків Ан-22, Ан-24 та ін.).

1.1.3 Експлуатаційна несуча здатність деталей конструкцій з титанових сплавів

Титанові сплави завдяки властивому їм комплексу фізико-механічних і хімічних властивостей є унікальними матеріалами для авіаційних конструкцій [32-39], тому їх обсяг застосування в деталях агрегатів повітряних суден транспортної категорії безперервно зростає з 2 % в 1960-1970 роках до 3 % в 1980-2000 роках, а до 2015 року - до 10...12 %.

Нижче на основі поглибленого аналізу попередніх досліджень розкрито основні види і причини експлуатаційного руйнування деталей з титанових сплавів вітчизняних повітряних суден транспортної категорії.¹⁾

В авіабудуванні мають місце чотири основних напрямки використання титанових сплавів для різних деталей вітчизняних повітряних суден (рис. 1.10), які зумовлені їх властивостями [23, 40, 41]:

- малолеговані сплави підвищеної пластичності - для виготовлення деталей складної просторової форми;
- високоміцні сплави - для відповідальних високонавантажених вузлів та агрегатів літака;
- жароміцні сплави - для деталей, що експлуатуються за високих температур (до 600 °С);
- зварні сплави - для деталей складної конфігурації.

¹⁾ Викладений нижче матеріал в значній мірі запозичений з нашої колективної монографії [23], наведеної авторами даної публікації в розділі 7, та нашої публікації [40].

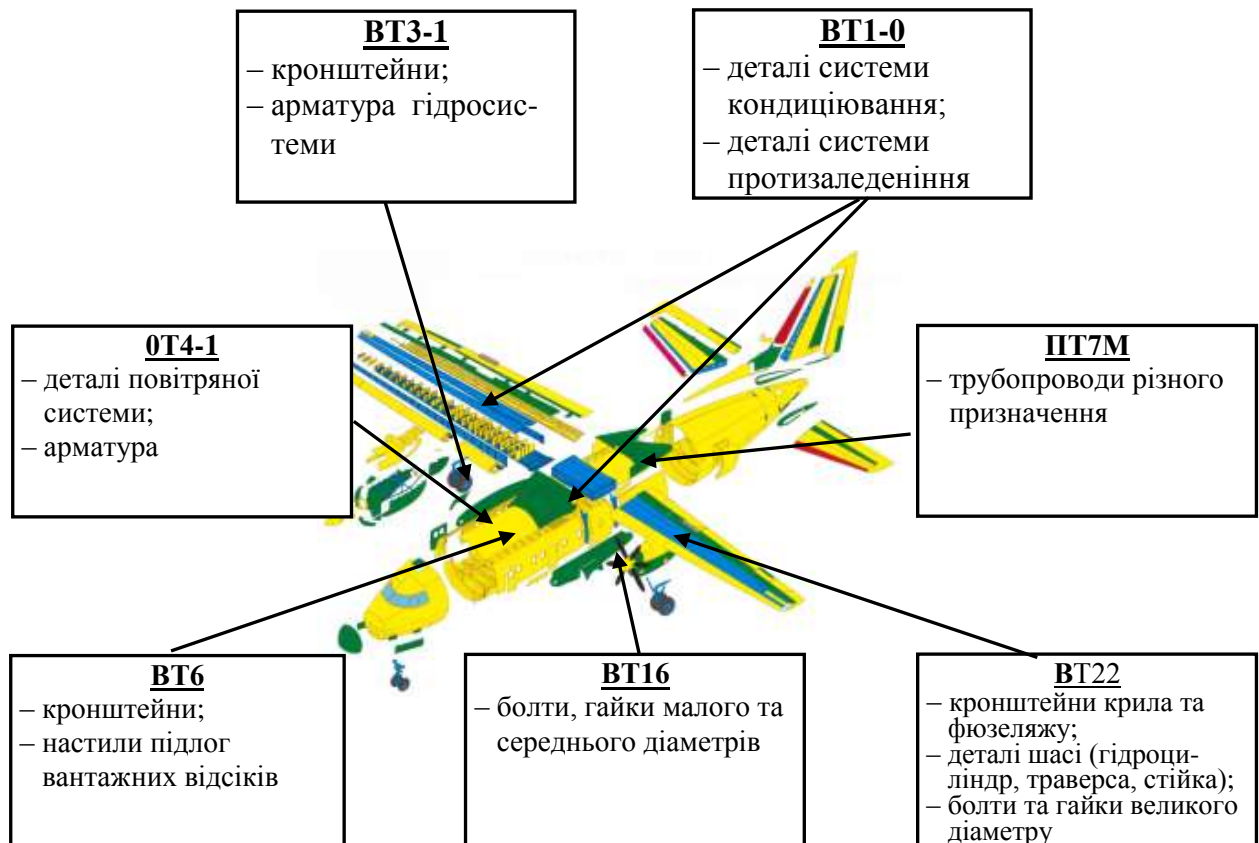


Рисунок 1.10 – Використання титанових сплавів у конструкції літаків «Ан»

Титанові сплави мають унікальний комплекс фізико-механічних, хімічних та експлуатаційних властивостей, які роблять їх незамінними в багатьох галузях промисловості. Найбільшим споживачами титанових сплавів є, безумовно, аерокосмічна галузь. Це обумовлено властивостями титану: висока питома міцність; унікальна корозійна стійкість в різних середовищах, більшості органічних і мінеральних кислот; мінімальний серед металів коефіцієнт термічного розширення; досить висока температура плавлення.

До недоліків слід віднести їх високу вартість; надзвичайно низькі трибо-технічні характеристики, що унеможлиблює їх використання в вузлах тертя; високу хімічну активність при нагріванні вище 500 °С, що призводить до окрихчення внаслідок розчинення газів (O_2 , N_2 , H_2). Для високоміцних сплавів як недолік слід відзначити чутливість до якості поверхні та концентраторів напружень.

У таблиці 1.2 наведено марки титанових сплавів та їх використання в деталях літака [40, 41].

Таблиця 1.2 – Марки титанових сплавів в літаках «Ан»

Марка сплаву	Система легування	Напів-фабрикати	Застосування (деталі)
BT1-00	Нелегований	Пруток, дріт	Катоді для іонно-плазмового напилення покриттів; зварювальний дріт
BT1-0 (ПТ1М)	Нелегований	Лист, труба, дріт, пруток	Деталі трубопроводів повітряної системи, гнуті кронштейни, фольга для стільникових заповнювачів композиційних матеріалів, заклепки
ПТ7М	$Ti - 2Al - 2,5Zr$	Тонкостінна труба, лист	Трубопроводи
OT4-1	$Ti - 2Al - 1,5Mn$	Лист, пруток, штамповка	Окантування люків і дверей, гнуті та штамповані кронштейни, елементи трубопроводів, протипожежні перегородки, бронееlementи
BT6c	$Ti - 6Al - 4V$	Лист, пруток	Шиповані настили підлоги вантажної кабіни
BT6	$Ti - 6Al - 5V$	Лист, пруток, штамповка, плита, поковка	Деталі кріплення, зокрема різбові, тяги управління, зварні кронштейни
BT16	$Ti - 2Al - 5Mo - 5V$	Пруток	Деталі кріплення з накатаною різбою
BT3-1	$Ti - 6Al - 2,5Mo - 2Cr - Fe - Si$	Пруток, штамповка, товстостінна труба	Кронштейни, елементи кріплення, колодки хомутів
BT22	$Ti - 5Al - 5Mo - 5V - 1,5Cr - Fe$	Пруток, плита, штамповка, поковка, товстостінна труба	Кронштейни, деталі шасі, зокрема зварні, гідроциліндри, різбові деталі кріплення, зокрема великих розмірів, рейки напрямні

Для титанових сплавів, на відміну від сталей та алюмінієвих сплавів, не характерні корозійні руйнування авіаційних конструкцій. Крім того, титанові сплави не застосовують у вузлах тертя літаків без зносостійких покриттів, тому для них не характерний знос. Основною причиною руйнування титанових деталей є втома, яка, як правило, супроводжується впливом газонасиченого поверхневого шару [37, 38] або іншими технологічними факторами (груба механічна обробка, наявність глибоких рисок, шліфувальні припіки та ін). Титанові сплави, в тому числі високоміцні, вимагають підвищеної культури виробництва та чіткого виконання технологічної дисципліни для забезпечення надійності виробів з них. У додатку Б.3 розглянуто деякі випадки руйнування титанових деталей в експлуатації.

Таким чином, поглиблений аналіз і узагальнення результатів попередніх досліджень розкрили основні види і причини вичерпання несучої здатності в експлуатації деталей і вузлів з титанових сплавів вітчизняних літаків транспортної категорії.

Показано, що з усіх основних факторів, які є причинами руйнування деталей літака з титанових сплавів, основним є втома.

Наведено типові мікрофрактографічні картини втомних руйнувань конструктивних елементів з титанових сплавів, які дозволяють проаналізувати характерні види та стадії їх руйнування в залежності від місця розташування конструктивних елементів в агрегаті повітряного судна.

1.2 Експлуатаційна несуча здатність конструкцій літаків з полімерних композиційних матеріалів

Аналіз матеріального балансу планера вітчизняних та закордонних літаків, проведений в [29] за рядом джерел [1, 2], показав, що поряд зі зниженням відносного обсягу застосування алюмінієвих сплавів і сталей та помітним зростанням обсягу титанових сплавів істотно збільшується відносна частка полімерних композиційних матеріалів (ПКМ), причому в першу чергу в вузлах і агре-

гатах, що визначають несучу здатність і ресурс повітряних суден: крила, фюзеляжу, оперення і планера в цілому [45-48].

У зв'язку з цим в [29] відзначається принципова необхідність проведення аналізу впливу основних факторів експлуатаційного руйнування конструкцій повітряних суден з ПКМ з урахуванням їх відмінних особливостей [49].

Застосування ПКМ в цивільних літаках транспортної категорії, яке почалося в кінці 50-х – на початку 60-х років минулого століття в досить обмежених обсягах, у всьому світі безперервно триває в зростаючих масштабах, досягнувши в даний час 50 % і більше від маси планера, що стимулюється значним її зниженням завдяки високим питомим характеристикам міцності і жорсткості композитів [48].

На рис. 1.11 приведено зведену ілюстрацію місць та обсягів застосування ПКМ в літаках ДП «Антонов», а на рис. 1.12 - використання композитів в конструкції літака Ан-70. Дані, аналогічні тим, що містяться на рис. 1.11 і 1.12, можна було б привести і по застосуванню ПКМ в закордонних літаках [37, 38, 48, 50-52].

Ефективність застосування ПКМ, починаючи зі склопластиків у вітчизняних літаках, відзначалася ще в 1975 році О. К. Антоновим [53], а потім в роботах [48, 53-57] та ін. Але в цих та інших роботах надто слабо висвітлені аспекти впливу основних факторів, які викликають експлуатаційні руйнування, зазначені вище. Так, в [58] приведена інформація про ефективність застосування ПКМ в літаках ДП «Антонов» (рис. 1.13).

Однак особливий інтерес представляють відомості про експлуатаційне зниження несучої здатності повітряних суден, пов'язане з пошкодженнями, що мають місце, хоча в [57] відзначається, що досвід, накопичений на ДП «Антонів» під час проведення НДР та ДКР, виконаних при проектуванні, технологічному відпрацюванні, випробуваннях та експлуатації конструкцій поверхонь управління і механізації крила літаків Ан-70, Ан-148 і Ан-158, починаючи з 1985 року, дозволив забезпечити їх досить високу експлуатаційну надійність протягом вже понад 17 років.

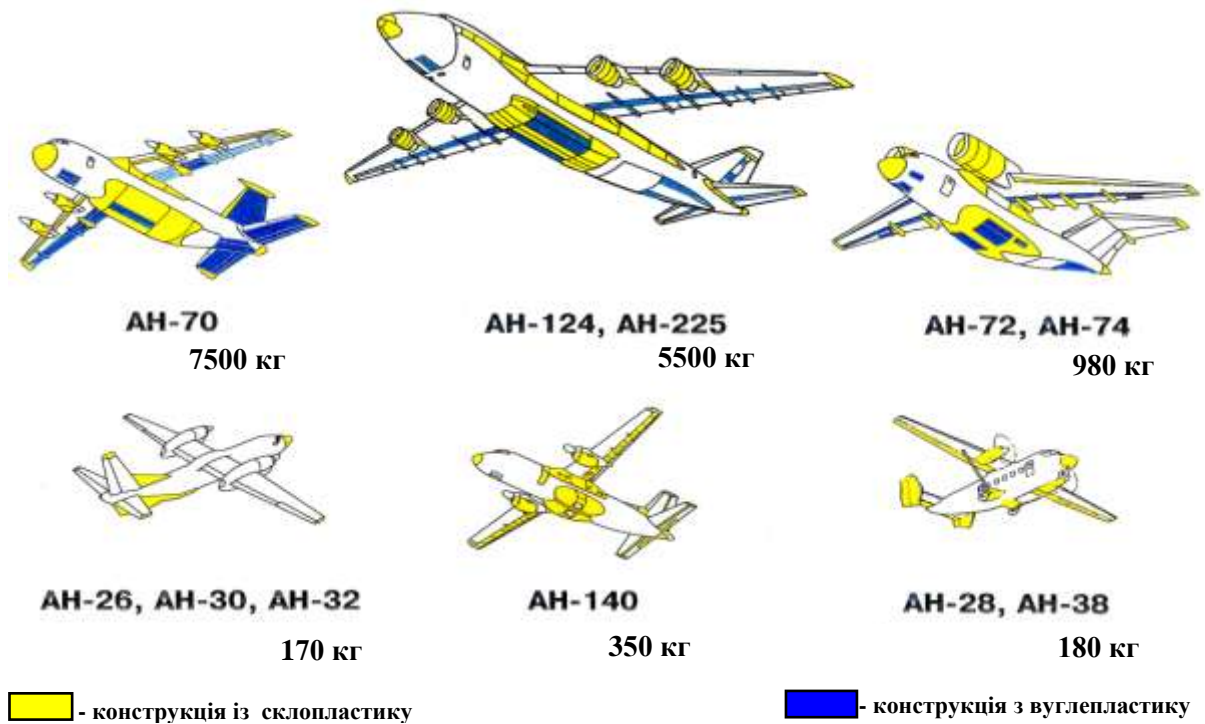


Рисунок 1.11 – Зведена ілюстрація місць та обсягів застосування ПКМ в літаках ДП «Антонов»

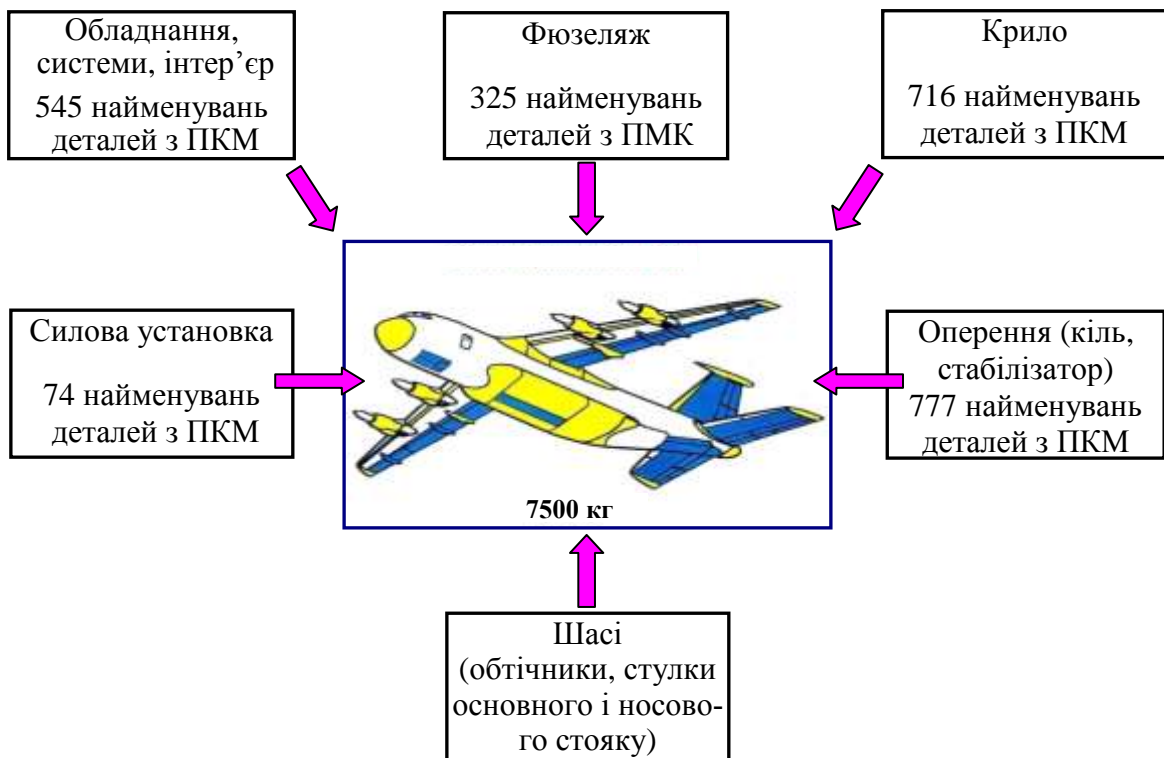


Рисунок 1.12 – Використання полімерних композиційних матеріалів в конструкції літака Ан-70

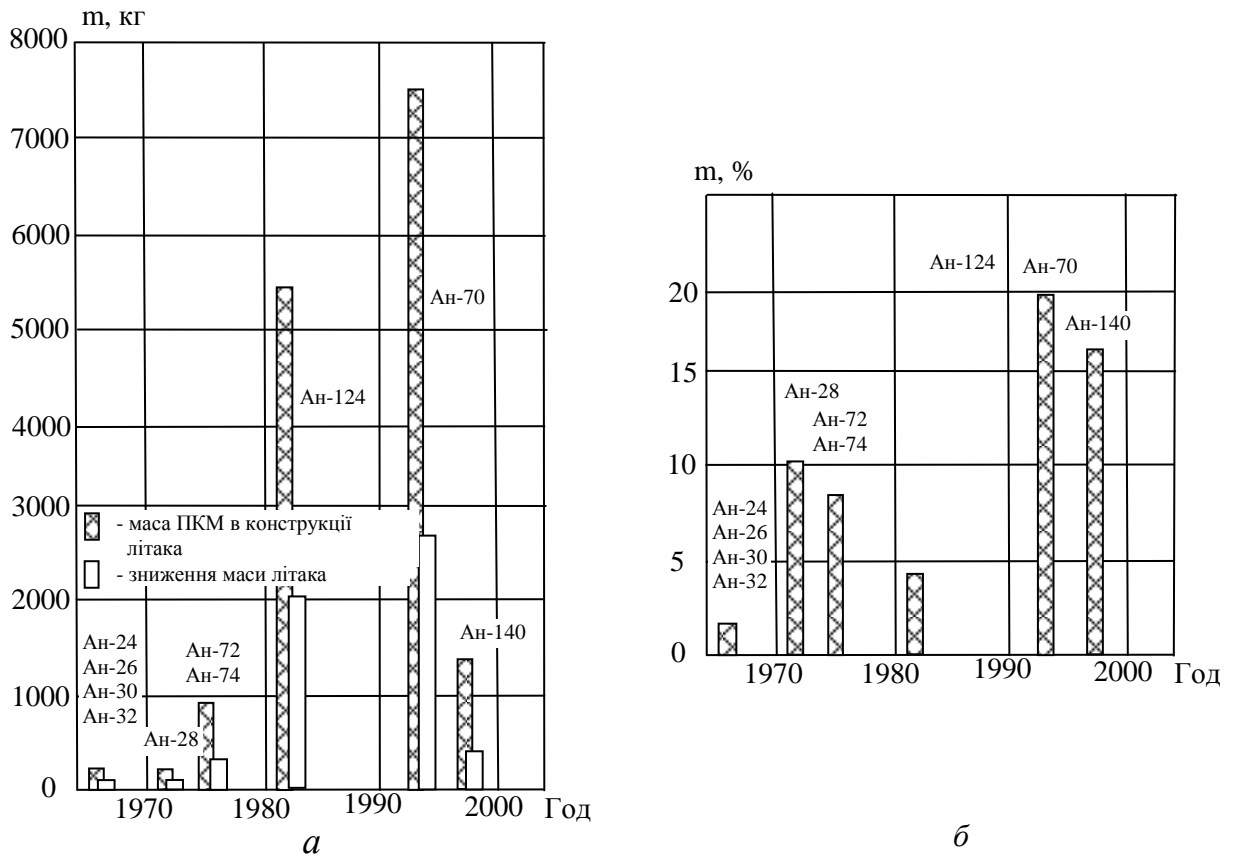


Рисунок 1.13 – Ефективність застосування ПКП в літаках типу «Ан»:

а) абсолютна маса ПКМ і зниження маси літака;

б) маса конструкцій з ПКМ у відсотках від загальної.

Таким чином, в [49] показано, що перманентне збільшення обсягів застосування ПКМ у вітчизняних та закордонних повітряних суднах транспортної категорії обумовлено високою ваговою і економічною ефективністю їх експлуатації, що підтверджено світовою практикою.

Встановлено, що основними факторами, які потенційно знижують несучу здатність композитних конструкцій повітряного судна в процесі його експлуатації, є, як і в їх аналогах з металів, в тому, специфічна корозія, а також випадкові пошкодження, в значній мірі зумовлювані суб'єктами діяльності (людським фактором).

У зв'язку з цим представляється необхідним проведення поглибленого аналізу доступної інформації по вітчизняним і закордонним повітряним суднам видів і характеру експлуатаційних пошкоджень, їх частоти проявлення і взає-

мозв'язку з технологічними дефектами, які виникають в процесі виробництва цих виробів.

Результати досліджень, викладені в [59] і додатку В, дозволяють на основі аналізу досвіду експлуатації й технічного обслуговування парків вітчизняних літаків та літаків іноземного виробництва, які (частково) експлуатуються в РФ, систематизувати дані про випадкові експлуатаційні пошкодження їх конструкції і джерелах їх виникнення, а також розробити рекомендації щодо зниження пошкоджуваності ПС в експлуатації від дискретних джерел та ввести в практику проектування і сертифікації відсутні зараз критерії безпеки конструкції від випадкових експлуатаційних пошкоджень.

В забезпечення робіт зі створення вітчизняних конструкцій з ПКМ необхідно визначити зонування, характер і інтенсивність ударних впливів, стійкість до яких повинна забезпечити безпеку конструкції за умовами міцності та можливість ефективної й комерційно вигідної експлуатації літаків.

Слід зазначити попередній характер отриманих в [59] оцінок, так як вони охоплюють обмежений сегмент пошкоджень при інцидентах, що надійно виявляються та в обов'язковому порядку реєструються. Доповнені широким спектром пошкоджень, які виявляються при технічному обслуговуванні, ремонтах і цільових дослідженнях технічного стану, ці дані повинні стати основою для вирішення сформульованих вище завдань.

В [60] розглянуто дефекти монолітних деталей і багат шарових конструкцій з ПКМ, що виникають в процесі їх виготовлення і класифіковані авторами на 7 груп за ступенем їх небезпеки. У наведених таблицях для кожної групи вказані вид дефекту, його візуалізація, кількісні та якісні показники і причини утворення. Дефекти ПКМ, які виникають в процесі виробництва композитних конструкцій, досліджувалися та класифікувалися в [61, 62], а потім отримали поглиблений розвиток в багаторівневих класифікаціях [63]. Розглянуті в [60-64] дефекти технологічного походження в більшості своїй відображаються на зниженні експлуатаційної несучої здатності композитних конструкцій повітряних

суден, інтегруючись з їх пошкодженнями, які виникають безпосередньо в експлуатації.

В роботі [60] також наведено фотографії шліфів деталей з вуглепластику (КМУ) каналу повітропроводу літака, які демонструють дефекти різних класифікаційних груп (рис. 1.14).

Характерними дефектами деталей з ПКМ і клеєних конструкцій, які виникають при експлуатації виробів авіаційної техніки, є [60]: подряпини (наскрізне і нескрізне щілинне порушення обшивки); розшарування обшивок з ПКМ, вм'ятини, одно- і двосторонні пробоїни в стільникових агрегатах, наскрізні проколи до 4 мм; тріщини і відшарування обшивок (в зонах: обшивка-стільники, каркас-стільники, обшивка-накладки); накопичення вологи.

В [60] також відзначається, що втомні руйнування структури матеріалу призводять до втрати міцності за стиску за статичного навантаження. Чітко помітне ударне руйнування може знизити міцність на 80 %, ледь помітне - на 65 %. Пористість погіршує характеристики сполучного. Пористість в 1 % знижує міцність на 5 %, а втомну довговічність - на 50 %. Поверхневі надрізи та інші пошкодження поверхні конструкції з ПКМ можуть привести до місцевих розшарування в зоні пошкодження та зниження статичної міцності від 0 до 50 % в залежності від місця цього пошкодження. Хвилястість шарів також обумовлює зниження міцності. Так, за хвилястості шару 0° в перехресно армованих ПКМ міцність знижується від 10 до 25 % в залежності від ступеня хвилястості цього шару. Збільшена витримка при формуванні деталей з ПКМ (за надмірно тривалої полімеризації) призводить до утворення тріщин в матриці, розшарування матеріалу, порушень в зоні з'єднання волокна і матриці, зниження міцності за температури склування [60].

Резюмуючи досліджувані в [60-64] технологічні дефекти композитних конструкцій, слід зазначити, що можливі:

- зони відсутності з'єднання між елементами конструкції (непроклеювання), обумовлені поганим припасування елементів, які з'єднуються, перед склеюванням або недостатнім тиском, створюваним технологічним оснащенням;

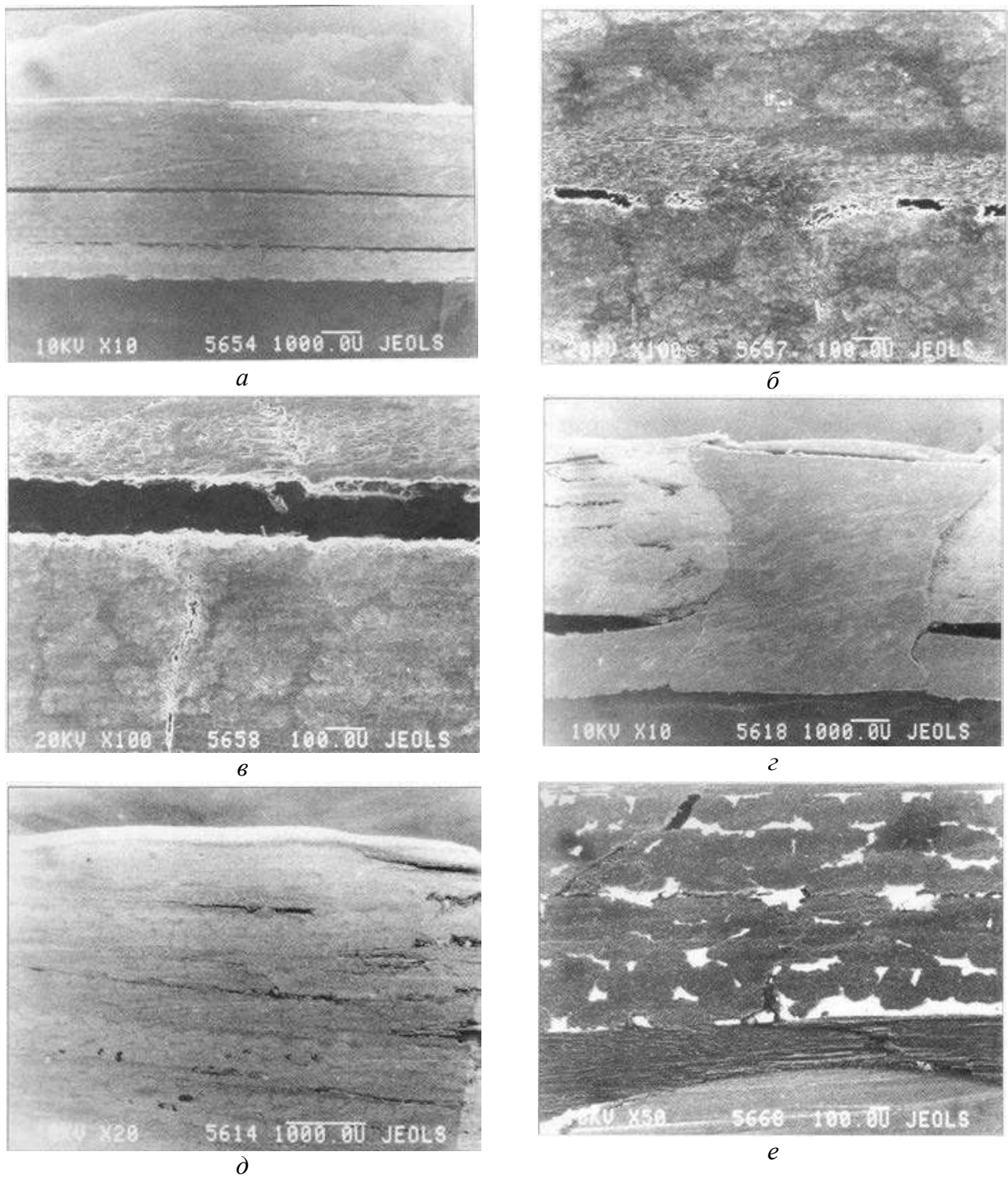


Рисунок 1.14 - Шліфи деталей з КМУ з різними видами дефектів:
a) розшарування поблизу зони заклепувального з'єднання в клепаній конструкції з вуглепластику (кільцеві шари уздовж шліфів); загальний вигляд. *б*) уривчастість розшарування вуглепластику;
в) розшарування між кільцевими і поздовжніми шарами вуглепластику з тріщиною впоперек шарів; *г*) розшарування вуглепластику в зоні заклепувального з'єднання; *д*) розшарування з малим розкриттям в шарі вуглепластику; *e*) тріщина під заклепкою (заклепка в нижній частині знімку).

- слабка адгезія - недостатнє зчеплення клею з матеріалом з'єднувального елемента через погану підготовку поверхонь з'єднувальних елементів, замаслювання або забруднення поверхонь, що склеюються;

- неповна полімеризація клею, яка обумовлена відхиленнями від температурно-часового режиму при затвердінні клею і є грубим порушенням технологічного режиму;

- ослаблення міцності з'єднання внаслідок пористості клею, яке обумовлене неповним видаленням з нього розчинника, а також недостатнім тиском при запресовуванні;

- накопичення пошкоджень в клейовому шві за втомного навантаження, які знижують його міцність;

- ударні руйнування клейового шва в результаті зіткнення з твердими предметами.

Крім того, в стільникових конструкціях можлива також наявність зон руйнування стільникового заповнювача або порожнин, яка обумовлена зміщенням стільникових блоків.

Найбільш характерні дефекти, які зустрічаються в багат шарових конструкціях і виробих з ПКМ після їх виготовлення, можуть бути наступних видів:

- непроклеювання в шаруватих, стільникових та інших клеєних конструкціях з заповнювачем;

- розшарування в деталях, які склеюються, та обшивка стільникових і інтегральних конструкцій з ПКМ;

- сторонні включення в шаруватих і стільникових конструкціях;

- підминання стільникового заповнювача (втрата стійкості).

Завершуючи аналіз публікацій, присвячених дослідженням експлуатаційної несучої здатності конструкцій повітряних суден з ПКМ, необхідно відзначити ще один важливий аспект - їх експлуатаційну живучість.

В [65] обговорюється підхід до створення безпечних конструкцій з ПКМ, заснований на поєднанні імовірнісних методів і конструктивно-технологічних засобів забезпечення експлуатаційної живучості, що дозволяє забезпечити ви-

соку безпеки конструкції і вагову ефективність. Пропонуються основні напрямки підвищення вагової і економічної ефективності агрегатів повітряних суден з ПКМ та їх експлуатаційних характеристик живучості. Запропоновано також критеріальні рекомендації вибору матеріалів за рівнем пошкоджуваності, методам ремонту в експлуатації, якості технологічних процесів за дефектністю, обмеженням за габаритами виробу, обсягами серії та продуктивності.

Відзначається, що вагова і економічна ефективність виробів з ПКМ з регламентованим рівнем безпеки і надійності залежить від рівня допустимих максимальних експлуатаційних напружень σ_{max}^e , які визначають масу конструкції G , а також витрат на виявлення технологічних дефектів і експлуатаційних пошкоджень C_{def} (рис. 1.15).

На рис. 1.16 показано характер зміни маси, вартості та трудомісткості обслуговування авіаконструкцій з ПКМ зі збільшенням відносної величини допустимих напружень, а на рис. 1.17 - загальна схема рішення задачі конструктивно-технологічного забезпечення живучості та безпеки авіаконструкцій з ПКМ [65].



Рисунок 1.15 – Загальна схема підвищення ефективності застосування ПКМ

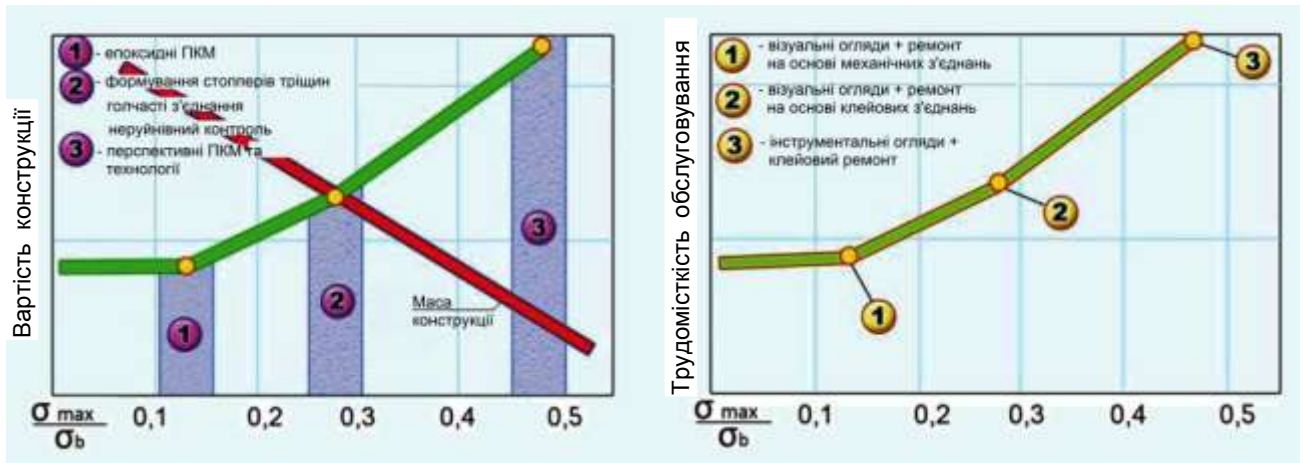


Рисунок 1.16 – Характер зміни маси, вартості та трудомісткості обслуговування авіаконструкцій з ПКМ зі збільшенням відносної величини допустимих напружень

Таким чином, вище проведено поглиблений аналіз доступної інформації щодо вітчизняних і зарубіжних повітряних суден видів і характеру експлуатаційних пошкоджень, їх частоти проявлення і взаємозв'язку з технологічними дефектами, які виникають в процесі виробництва цих виробів.

З проведеного аналізу встановлено, що в значній мірі експлуатаційне пошкодження є прямим або непрямим наслідком технологічних дефектів.

Уявляється продуктивним з урахуванням результатів вже проведених досліджень інших авторів продовжити вирішення проблеми конструктивно-технологічного забезпечення експлуатаційної несучої здатності й живучості особливо силових високонавантажених агрегатів повітряних суден з ПКМ в плані досягнення максимальної вагової та економічної ефективності на основі визначення умов можливості експлуатації цих конструкцій за наявності в них дефектів і пошкоджень протягом регламентованого терміну служби в заданих умовах при виконанні обмежень з безпеки, надійності та експлуатаційної технологічності.



Рисунок 1.17 – Загальна схема рішення задачі конструктивно-технологічного забезпечення живучості та безпеки авіаконструкцій з ПКМ

1.3 Огляд і аналіз стану проблеми підвищення експлуатаційних характеристик літака методами порошкової металургії

1.3.1 Стратегічні аспекти стану проблеми

Створення літальних апаратів, як надзвукових і гіперзвукових, так і цивільних літаків ставить перед матеріалознавцями принципово нові задачі. Матеріали для авіаційної і ракетно-космічної техніки повинні мати високу питому міцність за низьких і високих температурах, стабільність властивостей в широкому інтервалі температур протягом тривалого часу, високу стійкість до корозії, ерозії, зносу, впливу агресивних середовищ, проникних випромінювань і кліматичних факторів, жароміцність, газонепроникність та інші властивості, від яких залежить вагова ефективність, надійність та ресурс. Необхідний рівень

властивостей може бути забезпечений як удосконаленням існуючих, так і створенням абсолютно нових, призначених для використання в екстремальних умовах, матеріалів [15, 66-69]¹⁾.

В даний час з'явилося принципово нове поняття матеріалу. Якщо раніше матеріал являв собою речовину даного складу, яким цілком визначалися його властивості, то зараз сформувалося поняття матеріалу як певної тріади: склад - конструкція - технологія. При цьому властивості виявляються похідними не тільки складу, скільки будови (конструкції) та технології [67].

Таке завчасне проектування структури та її матеріалізація шляхом вибору оптимальних параметрів послідовних технологічних процесів становить суть сучасної концепції структурної інженерії матеріалів. У зв'язку з цим саме технологія порошкової металургії, в силу своєї специфіки, має величезні можливості в області конструювання матеріалів, тобто оптимізації їх складу та структури, технологічних режимів, а також прогнозування досяжного рівня необхідних фізико-механічних властивостей [66].

Роль порошкової металургії в дослідженнях космосу, ракето- і авіабудуванні дуже значна, оскільки створені за допомогою її методів матеріали мають такі унікальні властивості, які в принципі не можуть бути досягнуті за традиційної технології металургійного виробництва [49, 59, 69-74].

Металургію гранул прийнято вважати складовою частиною порошкової металургії. Перехід від традиційної до гранульної металургії дозволив мінімізувати вплив дефектів литої структури на механічні та технологічні властивості складнолегованих сплавів.

Зростаючі вимоги до властивостей металевих матеріалів стало важче задовольнити, застосовуючи традиційну технологію, засновану на виборі систем легування та формування квазірівноважних структур при виплавці та термічній обробці. Можливості традиційних методів близькі до вичерпання, подальше вдосконалення матеріалів передбачає створення специфічних нерівноважних

¹⁾ Нижче наведена інформація, яка частково міститься в наших монографіях [16, 66, 67].

структур. Створення матеріалів з такою структурою стало можливим також завдяки розвитку порошкової металургії. При цьому поява великої кількості нових технологій в порошковій металургії пов'язано з потребами авіації і космонавтики [76].

Новим напрямком у створенні високотемпературних матеріалів є дисперсійне зміцнення і механічне легування. Завдяки розробці процесу механічного легування стало можливим виробництво дисперсно-зміцнених жароміцних сплавів, в яких поєднується зміцнення виділеннями γ - фази, що забезпечує властивості, необхідні для застосування сплавів за низьких і середніх температурах, та зміцнення частинками Y_2O_3 , що робить їх працездатними за підвищених температур [66].

Порошкова металургія дозволяє не тільки вирішити проблему отримання жароміцних сплавів з високим вмістом легуючих елементів, але і володіє великими можливостями для зниження вартості сплавів завдяки формуванню заготовок, близьких за конфігурацією до готового виробу. При традиційному виробництві деталей з жароміцних сплавів маса вихідної заготовки нерідко в 15 разів перевищує масу готового виробу. Це означає, що в процесі механічної обробки утворюється велика кількість дорогої стружки, яка вимагає додаткової переробки [16, 66].

Основна маса авіаційних матеріалів - це легкі (на основі титану, алюмінію, магнію, берилію) та спеціальні сплави.

Як вже зазначалося в п.1.1, титанові сплави мають унікальну комбінацію високих міцнісних властивостей, малої густини та хорошої корозійної стійкості. Основним напрямком розвитку титанової науки сьогодні є розширення області застосування титану за рахунок розробок нових економічних технологій, які забезпечують значне зниження вартості як самого металу, так і виробів з нього порівняно з вже існуючими підходами. Істотно знизити вартість титанових виробів дозволяють методи порошкової металургії, зокрема, метод сумішей порошкових компонентів, при якому до порошку титанової основи легуючі елементи додаються у вигляді порошоків металів або лігатур [77].

Революція в порошковій металургії титану сталася після освоєння гранульної металургії, яка при збереженні економічних показників класичної порошкової металургії (КВМ $\approx 90\%$) забезпечує отримання виробів, цілком порівнянних за якістю з литими та деформовними деталями [66].

Вихідним матеріалом служать не суміші дисперсних порошків чистих металів, а леговані мікрогранули, кожна з яких має заданий склад і правильну сферичну форму. Компактування мікрогранул здійснюють гарячою деформацією в вакуум-щільних металевих або керамічних капсулах, в результаті чого вдається отримати 100 %-ву густину заготовок та високий однорідний рівень механічних властивостей, який не поступається рівню властивостей звичайних штамповок з литого матеріалу [78].

Використання мікрогранул забезпечує рівномірну дрібнозернисту структуру і мінімальну дисперсію механічних властивостей великогабаритних деталей (за звичайної технології використовують великі злитки, яким властиві хімічна неоднорідність внаслідок ліквіації і великокристалічна структура, що призводить до великого розкиду і загальному зниженню механічних властивостей готових деталей). Тому нова порошкова металургія перспективна для отримання відповідальних деталей з титанових сплавів для авіаційної техніки [78].

Застосування високих швидкостей охолодження при кристалізації дозволило створити нову групу алюмінієвих сплавів, які за характеристиками конструкційної міцності близькі до стандартних алюмінієвих сплавів, а по ряду показників (технологічність, зварюваність та ін.) перевершують останні. Розроблено гранульні алюмінієві сплави, які відрізняються низьким ТКЛР, високою жароміцністю та іншими властивостями, що обумовлює можливості їх широкого застосування в авіаційній техніці.

Порівняно з серійними аналогами гранульні магнієві сплави мають більш високі міцнісні властивості і відрізняються більшою економічністю виробництва напівфабрикатів, що в поєднанні з низькою масою робить їх вельми привабливими для використання в літакобудуванні.

До найважливіших матеріалів, які застосовуються в літальних апаратах, відносяться матеріали триботехнічного призначення (фрикційні та антифрикційні). За допомогою методів порошкової металургії розроблено матеріали для вузлів тертя, які працюють в найрізноманітніших умовах: у присутності мастила і без нього, в повітряному середовищі й вакуумі, за високих швидкостей і підвищених температур, в корозійних середовищах тощо [79].

Як приклад на рис. 1.18 наведені області застосування спечених антифрикційних матеріалів в конструкціях вітчизняних літаків ДП «Антонов».

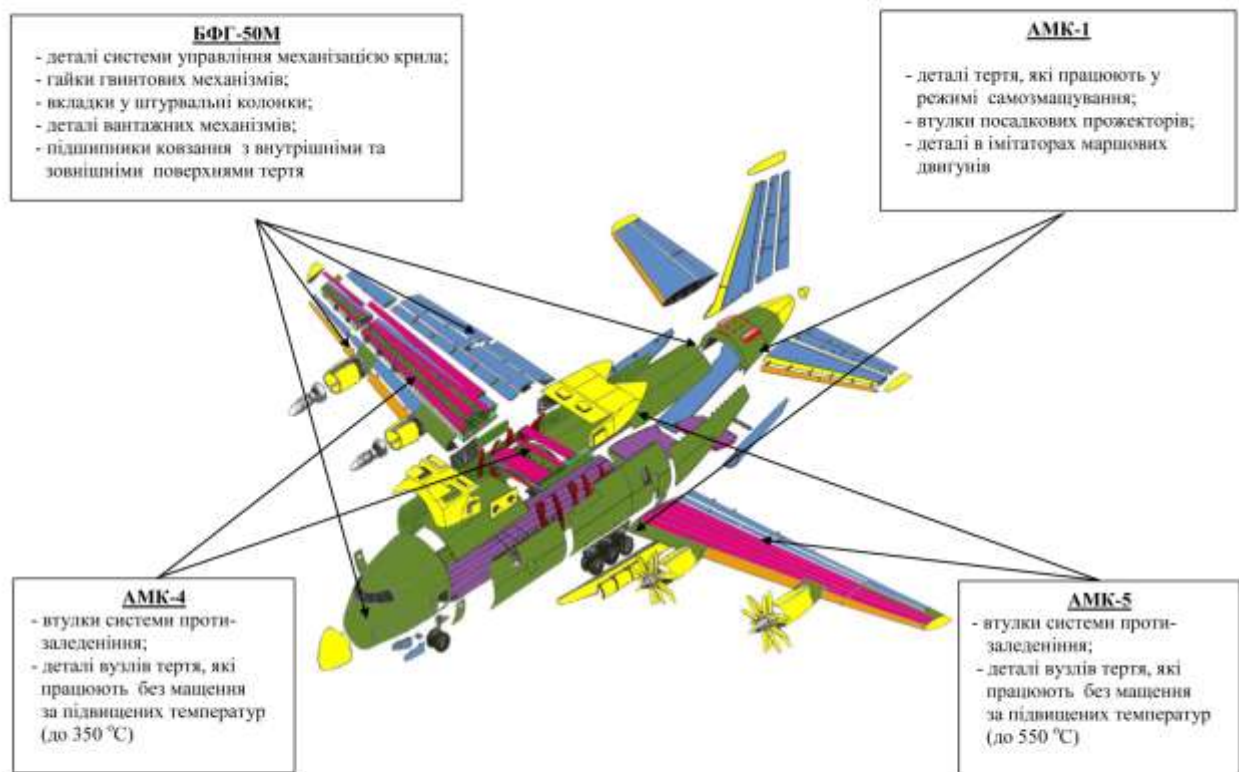


Рисунок 1.18 – Використання спечених антифрикційних матеріалів в конструкції літаків ДП «Антонов»

Питання управління швидко рухомими об'єктами за допомогою гальмівних пристроїв, передачі енергії від командних до виконавчих органів машини через муфти зчеплення, захисту вузлів машин від перевантажень за рахунок використання запобіжних муфт та інші пов'язані із застосуванням фрикційних ма-

теріалів [80]. Спечені фрикційні матеріали мають істотні переваги порівняно з традиційними матеріалами з органічними сполучними. Вони працездатні за значно більш високих температур і питомих навантаженнях; мають підвищену зносостійкість і стабільність властивостей за наявності мастила або води; менш схильні до впливу арктичного холоду, тропічної спеки і змін вологості атмосфери. При цьому можлива заміна інших типів фрикційних матеріалів на металокераміку практично без конструктивних змін фрикційного пристрою [81].

Зростаючі потреби авіаційної і ракетно-космічної техніки, де є вузли тертя з незвичайними і екстремальними параметрами роботи, підтверджують ефективність застосування в них також спечених антифрикційних матеріалів [79].

Слід зазначити, що в ракетно-космічній та авіаційній техніці застосовують порошкові матеріали, починаючи від виробів високої густини і до високопористих структур, які використовуються в соплах в якості носових прокладок, теплових екранів і поглиначів тепла, в електронних фільтрах, щітках, інерційних навігаційних системах, енергетичних системах тощо. Так, для порівняння, густина піноалюмінію (конструкційного матеріалу з пористою макроструктурою, отриманого твердофазним (або порошковим) методом) становить всього 200...300 кг/м³, в той час як спечені важкі сплави на основі вольфраму, які застосовуються в якості противаг для елеронів літака, мають густину не менше 16500 кг/м³.

Одним з найбільш перспективних напрямків сучасного матеріалознавства, яке стрімко розвивається, є інженерія поверхні (Surface Engineering). Вона об'єднує методи спрямованої зміни фізико-хімічних властивостей поверхневих шарів матеріалу шляхом деформування, модифікування, нанесення плівок, покриттів і захисних шарів різними методами. Науково-технічні перспективи інженерії поверхні пов'язані з її унікальними можливостями щодо поліпшення фізичних і підвищення експлуатаційних характеристик матеріалу в кілька разів за відносно невисоких технологічних витрат [66].

Одним з методів управління функціональними властивостями деталей є спрямоване створення поверхневих шарів методами газотермічного напилення

порошків. Використання зносостійких, корозійностійких, жароміцних, теплоізоляційних та інших видів газотермічних порошкових покриттів дозволяє істотно скоротити втрати металу, витрати ресурсів на їх відшкодування та дає можливість підвищити якість, надійність і довговічність машин і механізмів [82].

Окремі питання напилення порошків іонно-плазмовим методом викладені в наших роботах [83-89] та захищені патентами України [90-92]. Газотермічні порошкові покриття економічно ефективні, оскільки підвищення ККД двигуна і продовження терміну його служби набагато перебивають витрати, пов'язані з напиленням [93].

В процесі експлуатації деталі авіаційної техніки піддаються зносу, механічним пошкодженням поверхні, корозії та розтріскуванню. Деякі з дефектів обмежуються поверхнею, і для подальшої роботи деталей необхідне відновлення їх початкових розмірів. Ремонт таких деталей традиційними методами (гальванічне покриття, зварювання, наплавлення) не завжди можливий через викривлення деталей, виникнення неусувних дефектів (пор, тріщин, надривів), структурних змін в зоні ремонту тощо. Всі ці недоліки відсутні під час ремонту методами газотермічного напилення порошків, при яких нагрівання деталі не перевищує температуру 200 °С, а в разі охолодження стисненим повітрям – 100 °С [38].

Важливим фактором вдосконалення авіаційної техніки на найближчі роки стануть нові матеріали на основі нанотехнологій з властивостями і характеристиками, раніше недоступними конструкторам. У зв'язку з цим саме методи порошкової металургії є найбільш поширеним способом отримання нанорозмірних частинок, а також об'ємних матеріалів в наноструктурованому стані [93].

Розвиток авіаційного транспорту залежить головним чином від розвитку двигунобудування, прогресу аеродинаміки і створення нових конструкційних матеріалів. Нанотехнологія має особливе значення саме в методах розробки і виготовлення абсолютно нових конструкційних матеріалів.

На основі нанотехнологій найближчим часом стане можливим створення покриттів для протизаледеніння, підвищення безпеки польотів в 6-8 разів, зни-

ження витрат палива на десятки відсотків, підвищення екологічності та комфорту.

Нанотехнології мають величезні перспективи в області автоелектронної емісії (для скидання статичної електрики з літального апарату та управління перебігом і швидкоплинними процесами детонаційного горіння в гіперзвуковому потоці) та забезпечення здатності поглинати електромагнітне випромінювання планером літального апарату [93].

Сьогодні світ стоїть на порозі грандіозної наноєпохи в авіаційній і ракетно-космічній індустрії. Сфера можливих застосувань наноматеріалів і нанотехнологій в аерокосмічній галузі дійсно безмежна.

Істотного розширення номенклатури виробів порошкової металургії в авіаційній техніці сприяє освоєння адитивного виробництва [94]. Адитивні технології - це новаторські технології безпосереднього виготовлення і ремонту складнопрофільних і унікальних деталей з високою точністю з металевих порошків без використання проміжних операцій з обробки заготовок [95].

В авіаційній промисловості впровадження адитивних технологій є дуже перспективним, оскільки вартість деталей, особливо відповідального призначення, досить висока, а скорочення термінів виготовлення, виключення трудомісткого виготовлення оснащення (ливарного, пресового), часто також дорогого, становить величезний інтерес при розробці та освоєнні виробництва нових виробів [96].

Адитивні технології відкривають широкі перспективи для підвищення вагової ефективності виробів авіаційної техніки шляхом більш раціонального проектування без врахування обмежень (ливарні припуски, галтелі, проста форма при обробці тиском тощо) традиційних технологій. Перехід до так званого «біонічного» дизайну (тобто на основі ідей, знайдених або запозичених у природи) дозволить перейти на нові принципи проектування авіаційної техніки [96].

Розробка технологій виготовлення складнопрофільних деталей авіаційної та ракетно-космічної техніки із застосуванням адитивних технологій - це пере-

хід до шостого технологічного укладу [95].

Взаємозв'язок порошкової металургії з іншими технологічними напрямками істотно розширює її можливості, що дозволяє вирішувати принципово нові задачі в галузі авіаційного матеріалознавства.

Технології порошкової металургії постійно удосконалюються і розвиваються. Завдяки можливостям технологічних прийомів порошкової металургії, їх гнучкості й постійному оновленню, відбувається як збільшення потенційних ресурсів сучасних матеріалів, так і розширення номенклатури порошкових матеріалів, які мають найчастіше унікальні властивості, що відповідають вимогам новітніх розробок в авіабудуванні.

Стосовно до виробництва тугоплавких сполук досить ефективним є відносно новий метод – самопоширюваний високотемпературний синтез (СВС) - своєрідний антипод високоенергетичних впливів, оскільки при його використанні не вимагається витрат енергії ззовні. В процесі СВС використовується екзотермічність реакцій утворення карбідів, боридів, нітридів, силіцидів. За оптимальних умов відбувається майже повне перетворення вихідних продуктів в кінцевий продукт надзвичайно високої чистоти (до 99,99 %) [69, 96].

Таким чином, успіхи в порошковому матеріалознавстві багато в чому підготували досягнення в авіабудуванні.

Вище проведено огляд та аналіз стратегічних аспектів стану проблеми підвищення експлуатаційних характеристик авіаційних і ракетно-космічних літальних апаратів спеціальними методами порошкової металургії та газотермічних порошкових покриттів, які забезпечують в даний час і в перспективі істотний резерв вдосконалення обговорюваних об'єктів, не реалізований сучасними традиційними матеріалами і технологіями.

Для повного вирішення обговорюваної проблеми представляється необхідним доповнити проведений огляд і аналіз в межах її тактичних аспектів, які встановлюють сукупність ефективних методів, засобів і способів реалізації обговорюваного резерву підвищення експлуатаційних характеристик об'єктів авіакосмічної техніки.

1.3.2 Тактичні аспекти стану проблеми

Вище проведено огляд та аналіз стратегічних (фундаментальних) аспектів стану проблеми підвищення експлуатаційних характеристик авіаційних літальних апаратів спеціальними методами порошкової металургії й газотермічних порошкових покриттів. Ці аспекти відображають загальні, основні питання, які зумовлюють найбільш важливі наукові складові практичної реалізації можливостей цього підвищення характеристик розглянутого класу об'єктів. Для повного вирішення обговорюваної проблеми уявляється необхідним доповнити проведений огляд і аналіз в межах її тактичних аспектів, які встановлюють сукупність ефективних методів, засобів і способів реалізації обговорюваного резерву підвищення експлуатаційних характеристик об'єктів авіакосмічної техніки. В [16, 66, 69, 70, 72-74, 79, 81, 93] та інших з різним ступенем повноти обговорюються методи і технологічні процеси отримання порошкових матеріалів на різних етапах розвитку та становлення порошкової металургії.

Докладний аналіз цих та інших джерел дозволив систематизувати існуючі методи отримання деталей у вигляді класифікаційної блок-схеми, що не претендує на вичерпну повноту (рис. 1.19). Як впливає з цієї класифікаційної блок-схеми, основними комплексними методами порошкової металургії є: формування або пресування, спікання і додаткова обробка спечених виробів. При цьому, як правило, ці комплексні методи пов'язані послідовно між собою за ланцюжком «пресування (формування) → спікання → додаткова обробка виробів». Відокремленим від цього «ланцюжка» є методи газотермічного порошкового напилення.

У додатку Г проведено короткий аналіз цих методів, їх складових та їх класифікації. При аналізі цих методів виходимо з основних принципів і правил теорії класифікацій [97], а саме правил розподілу обсягу понять та утворення класів і підкласів родів понять, які складають класифікаційний вид-комплекс методів утворення (синтезу) виробів засобами порошкової металургії.

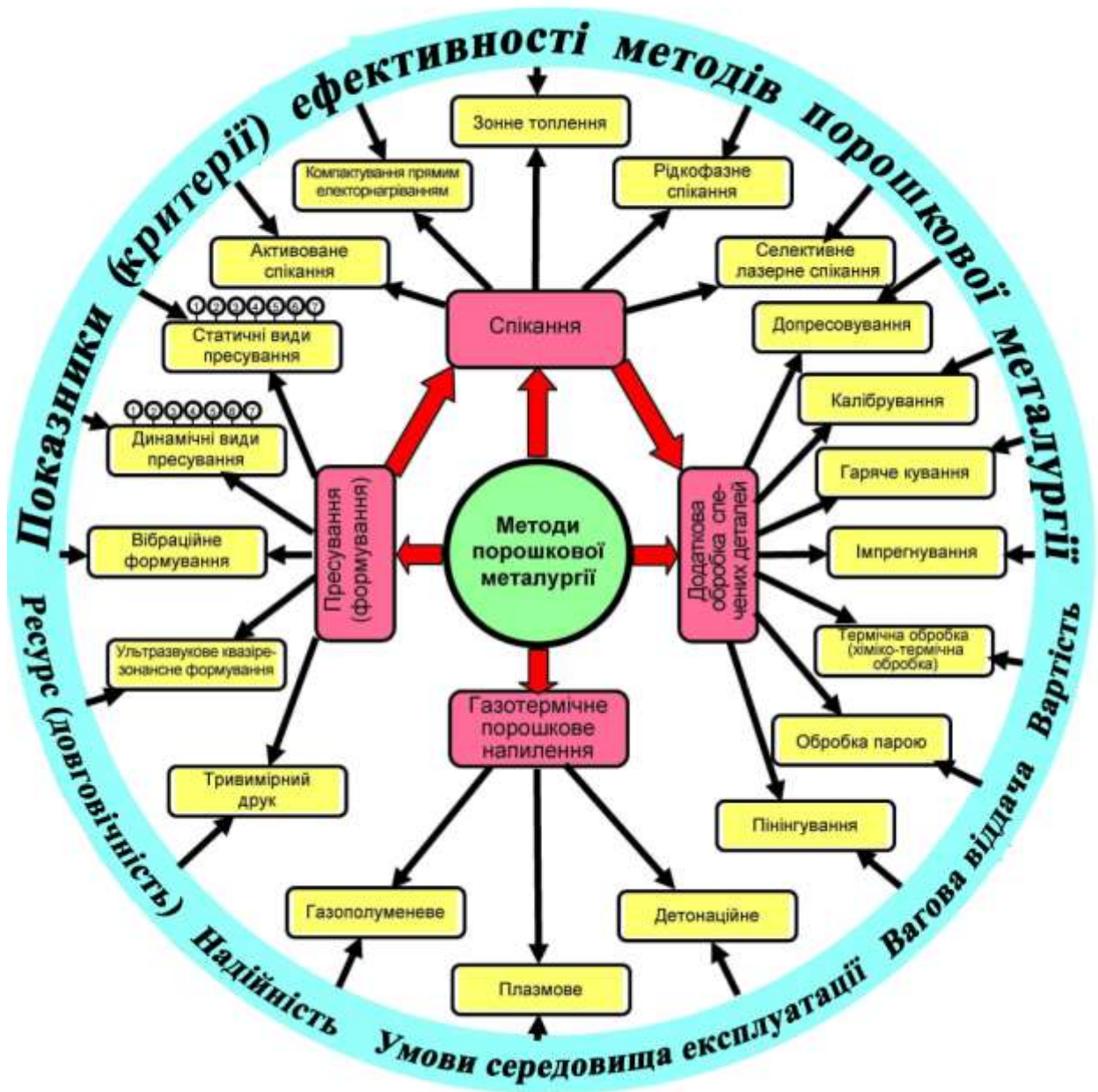


Рисунок 1.19 – Класифікаційна блок-схема основних методів порошкової металургії, їх складових і показників ефективності при реалізації для підвищення експлуатаційних характеристик конструкції агрегатів літаків

Проведений в додатку Г огляд і аналіз тактичних аспектів стану проблеми підвищення експлуатаційних характеристик авіакосмічних літальних апаратів спеціальними методами порошкової металургії [68], а також стратегічних (фундаментальних) її аспектів, яким присвячені наші роботи [49, 59], дозволяють контурно окреслити сферу окремого розв'язку цієї проблеми в плані роз-

робки загальної концепції підвищення експлуатаційного характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних цивільних літаків обговорюваними засобами і методами.

1.4 Мета і задачі дисертації

Проведені вище огляд і аналіз перспективних напрямків зростання обсягів застосування конструкційних матеріалів в агрегатах цивільних літаків з урахуванням сучасних потенційних можливостей матеріалознавства, його наукового базису і технологічних ресурсів дозволяють констатувати наступні принципово важливі аспекти.

Незважаючи на перманентне зниження обсягів застосування в агрегатах конструкцій цивільних літаків традиційних алюмінієвих сплавів і сталей та порівняно скромне зростання обсягів титану, ці матеріали мабуть ще досить тривалий (довгостроковий) період залишаться основними (базовими) в літакобудуванні.

Ця теза не суперечить досить обґрунтованим твердженням багатьох вчених і фахівців про те, що ці матеріали асимптотично наблизилися до вичерпання можливостей подальшого зростання їх експлуатаційних характеристик (властивостей) і кожен відсоток такого підвищення пов'язаний з колосальними витратами інтелектуальних і матеріальних ресурсів, що стає економічно не вигідно в доступному у недалекому майбутньому.

У той же час з проведеного вище аналізу видів і причин вичерпання несучої здатності металів основними є (виключаючи людський фактор) корозія, втома і знос, які частково компенсуються системою контролю їх властивостей і відпрацьованою технологічною базою (обладнанням і процесами) їх переробки у виріб, що склалися і налагодилися протягом десятиліть, а також сформованою сучасною системою їх проектування й конструювання в середовищі наукомістких комп'ютерних інтегрованих технологій.

Однак ця часткова компенсація причин зниження експлуатаційних характеристик та вичерпання несучої здатності виробу істотно зростає при нане-

сенні на металеві деталі іонно-плазмових та газотермічних покриттів, які реалізуються методами порошкової металургії.

Як зазначалося в п. 1.3, розвиток порошкової металургії в останні роки набув масштабів, які дозволяють істотно підвищити ефективність виробів багатьох областей техніки, зокрема й літакобудуванні.

Однак істотним стримуючим фактором потенційних можливостей порошкової металургії в аспекті підвищення експлуатаційних характеристик агрегатів цивільних літаків є відсутність як загальної методології оцінки ефективності методів, так і критеріїв її оцінки стосовно до газотермічних та іонно-плазмових покриттів деталей ПС ТК, жаростійких і жароміцних матеріалів, в триботехнічних задачах фрикційних і антифрикційних вузлів агрегатів літака та розширення зон застосування спечених матеріалів на основі алюмінію і титану.

Широке впровадження полімерних композитів за останні 30 років, яке забезпечило істотне підвищення експлуатаційних характеристик цивільних літаків та засноване на науковій підтримці і виробничому забезпеченні (див. п. 1.2), є прикладами реалізації аналогічних можливостей і для сфери розширення обсягів застосування матеріалів порошкової металургії.

Таким чином, все зазначене вище є базовими складовими для розробки концепції підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних ПС ТК спеціальними методами порошкової металургії.

Основні складові цієї концепції схематично представлені на рис. 1.20. Детальний аналіз складових цієї концепції є важливими актуальними комплексними науковими задачами нового наукового напрямлення.

Виходячи зі сказаного вище, метою цієї дисертації є розробка наукових основ концепції підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних цивільних літаків методами порошкової металургії.

Досягнення цієї мети забезпечувалося системним синтезом окремих результатів, отриманих вітчизняними і зарубіжними дослідниками, а також робіт автора, які виконані ним протягом останніх шести років після захисту кандидатської дисертації.

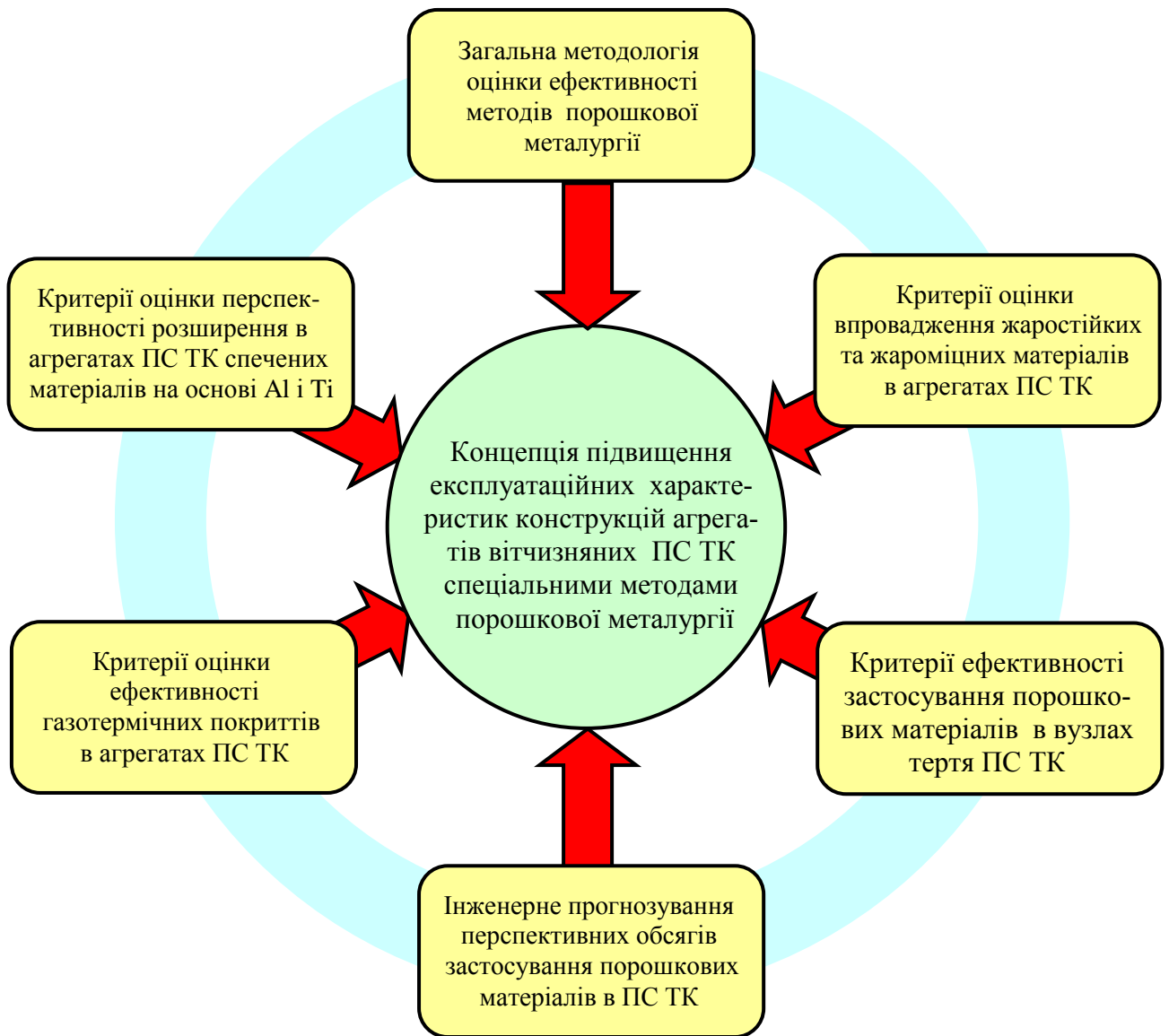


Рисунок 1.20. – Основні складові концепції підвищення експлуатаційних характеристик конструкції агрегатів вітчизняних цивільних літаків методами порошкової металургії

Для досягнення цієї мети в роботі були сформульовані та вирішені відповідні задачі.

1. Розробити наукові основи загальної методології оцінки ефективності методів порошкової металургії, адаптованих до використання в агрегатах цивільних літаків.

2. Синтезувати критерії оцінки перспективності розширення застосування в конструкціях планера цивільних літаків спечених конструкційних матеріалів на основі алюмінію та титану.

3. Виконати дослідження і реалізувати потенційні можливості підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій цивільних літаків іонно-плазмовими і газотермічними методами напилення.

4. Розробити критерії ефективності застосування порошкових матеріалів для вузлів тертя літаків.

5. Модифікувати методи інженерного прогнозування на довгострокові періоди для аналізу перспектив зростання обсягів впровадження матеріалів порошкової металургії в конструкції агрегатів вітчизняних цивільних літаків.

Викладені в розділі 1 результати знайшли відображення в публікаціях автора і були повідомлені на конференціях вчених і фахівців [16, 17, 29, 40, 49, 59, 66, 83-92].

РОЗДІЛ 2

**НАУКОВІ ОСНОВИ ЗАГАЛЬНОЇ МЕТОДОЛОГІЇ
ОЦІНКИ ЕФЕКТИВНОСТІ МЕТОДІВ ПОРОШКОВОЇ
МЕТАЛУРГІЇ СТОСОВНО ДО ВИКОРИСТАННЯ
В АГРЕГАТАХ ЦИВІЛЬНИХ ЛІТАКІВ**

**2.1 Концептуальний підхід до критеріальної оцінки можливості
підвищення експлуатаційних характеристик деталей
авіаконструкцій, формованих методами порошкової металургії**

Висока конкуренція на світовому ринку продажів і послуг цивільних літаків вимагає безперервного підвищення льотно-технічних і експлуатаційних характеристик вітчизняних повітряних суден транспортної категорії. Одним з ефективних способів вирішення цієї проблеми представляється розширення обсягів застосування поряд з полімерними композиційними порошкових матеріалів, які володіють широкими можливостями [16, 66-68].

У розділі 1 проведено огляд та аналіз стану проблеми підвищення експлуатаційних характеристик авіакосмічної техніки методами порошкової металургії. У них розкриті стратегічні (фундаментальні) і тактичні аспекти проблеми, розроблена класифікаційна блок-схема методів порошкової металургії і критеріїв їх ефективності для підвищення експлуатаційних характеристик виробів розглянутого класу цими методами, а також виявлені основні складові концепції підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних цивільних літаків методами порошкової металургії та газотермічних покриттів.

Нижче обговорюється концептуальний підхід до критеріальної оцінки можностей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаційних конструкцій, які виготовляються методами порошкової металургії.

Перш за все представляється необхідним визначити саме поняття (термін) «експлуатаційна характеристика конструкції». Мабуть, цей термін визначає

властивості конструкційного матеріалу (матеріалу конструкції), які суттєво впливають на показники (критерії) ефективності його застосування у виробі. В свою чергу термін «властивість» визначається як якість або ознака, що становить відмінну особливість чогось [131] (в даному випадку - матеріалу). Але там же [131] якість - суттєва ознака, властивість, що відрізняє один предмет (в даному випадку - матеріал) від іншого, а «ознака» - показник, прикмета, знак, за яким можна визначити що-небудь [131] (в даному випадку - матеріал). Таким чином, властивість матеріалу - це його ознака (визначник), за яким можна визначити цей матеріал.

Резюмуючи проведений вище аналіз, слід констатувати, що властивості матеріалів - це набір (перелік) однозначно певних, змістовно загальних для всього класу матеріалів ознак (якостей), які відрізняються тільки за величиною (рівнем), що дозволяє зіставляти ці матеріали (ранжирувати) за ефективністю (значимістю) їх застосування для реалізації того чи іншого критерію (показника) рівня, який характеризує споживчі (експлуатаційні) вимоги до конструкції з даного матеріалу.

У зв'язку з цим для розробки концепції підвищення експлуатаційних характеристик (властивостей) конструкцій агрегатів літака необхідно скористуватися тією чи іншою класифікацією властивостей матеріалів. Найбільш повною та інформативною класифікацією представляється наведена в [132], в якій виділено два класи властивостей матеріалів: фізичні, хімічні.

До фізичних відносяться фундаментальні властивості речовин, що відображають поведінку матеріалу при взаємодії з силовими, тепловими, електротричними, магнітними, радіаційними та іншими полями, які є предметом вивчення фізики як галузі природознавства і формують умови експлуатації виробів. До хімічних відносять властивості матеріалів, що відображають характер взаємодії з іншими речовинами.

Залежно від роду інженерної діяльності частину фізичних і хімічних властивостей почали відносити до механічних, що характеризують поведінку матеріалу в силових полях (при механічному навантаженні), частину - до техноло-

гічних, пов'язаних з особливостями переробки матеріалів, складання виробів і надання їм зовнішнього вигляду, відповідного дизайну, і частину - до експлуатаційних, які повинен мати матеріал для стійкого і надійного функціонування в специфічних (заданих) умовах експлуатації - в радіаційних і електромагнітних полях, за високих або низьких температур тощо [132].

Відповідно до розподілу властивостей матеріалів на експлуатаційні, механічні і технологічні автори [132] наводять таблиці, в яких вказані самі властивості, їх суть, характеристика та одиниця виміру. Всього в таблицях наведено 59 властивостей матеріалів. Як вказують автори [132], в таблицях наведені визначення найважливіших фізичних і хімічних властивостей, віднесених до експлуатаційних, механічних і технологічних. У цих таблицях наведені далеко не всі властивості матеріалів, а тільки ті, з якими інженеру доводиться стикатися найчастіше.

Можна погодитися з авторами [132] щодо віднесення частини класу (підкласу) фізичних і хімічних властивостей до механічних за характером взаємодії матеріалу з силовими полями і до технологічних за характером переробки даного матеріалу в виріб, складання виробу і (або) дизайну - до технологічних. Однак виділені таким чином підкласи властивостей матеріалів так чи інакше і в тому чи іншому вигляді повинні забезпечувати стійке і надійне функціонування матеріалу у виробі в заданих умовах його (виробу) експлуатації.

Таким чином, усі властивості конструкційних матеріалів є експлуатаційними характеристиками. Інша справа, в якій мірі (наскільки значно) ті чи інші властивості певного підкласу конструкційних матеріалів зумовлюють підвищення ефективності конструкції при її експлуатації в нормованих умовах для цивільних літаків за критеріальною оцінкою.

Рівні критеріїв ефективності представлені в блок-схемі рис. 2.1. Вони відповідають ієрархічному принципу, прийнятому в кваліметрії [133-137] та інших, відповідно до якого одиничні критерії K_{odi} характеризують кількісно

якусь одну властивість матеріалу¹⁾. Одиначні критерії об'єднуються в групові, K_{epi} , які функціонально і кількісно описують критерії декількох властивостей, близьких між собою на більш високому ієрархічному рівні. Об'єднання групових критеріїв K_{epi} утворюють комплексні критерії $K_{комплі}$. Нарешті інтегральний критерій є функцію, яка об'єднує всі критерії попередніх рівнів, а також її кількісне значення (рис. 2.2).

Синтезована на рис. 2.1 блок-схема містить критерії ефективності підвищення експлуатаційних характеристик деталей літака, формованих методами порошкової металургії, огляд і аналіз яких проведено в [68]. В якості таких критеріїв, як показує аналіз «Норм льотної придатності літаків» [138], а також інших джерел [139-145], прийняті: комплексний критерій призначеного ресурсу K_p , а також комплексні критерії - граничні стани агрегату (деталі) $K_{гс}$; надійність K_n ; нормовані умови середовища експлуатації $K_{се}$, що включають в себе відповідні їм групові критерії.

Однак комплексним критерієм K_p не обмежується весь масив критеріїв ефективності експлуатаційних характеристик. Інтегральний критерій об'єднує і комплексний критерій K_p і ряд інших, що включають групові критерії, основними з яких є критерії: показників якості виробу $K_{як}$, технологічності $K_{техн}$, вагової віддачі $K_{гв}$, вартості K_v .

Комплексні критерії, які входять в блок-схему рис. 2.1, представлені з включеними в них груповими за винятком показників якості та підвищення експлуатаційних характеристик конструктивних елементів технологічності, за якими мають місце як неоднозначності, які стосуються як їх змісту, так і статусу, що визначається відповідними стандартами або аналогічними документами.

Надійність як властивість об'єкта зберігати в часі у встановлених межах значення всіх параметрів, що характеризують здатність виконувати необхідні

¹⁾ Деякі одиначні експлуатаційні характеристики ряду групових критеріїв можуть включати в себе ще більш конкретизовані (елементні) «субодиначні» властивості.

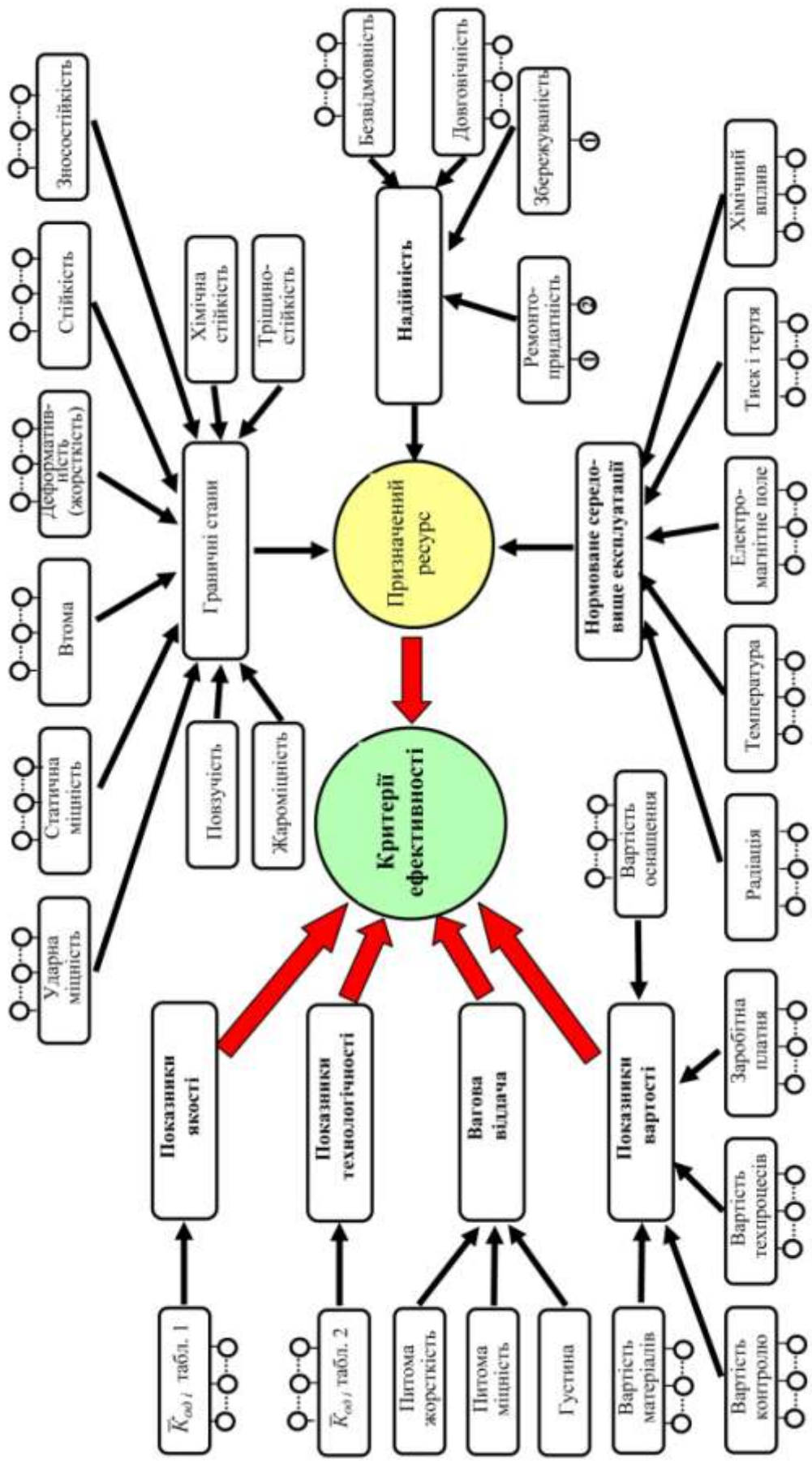


Рисунок 2.1 - Блок-схема критеріїв ефективності підвищення експлуатаційних характеристик агрегатів літака шляхом раціональної заміни конструкційних матеріалів

○...○...○ - одиничні критерії, що входять у відповідні групи

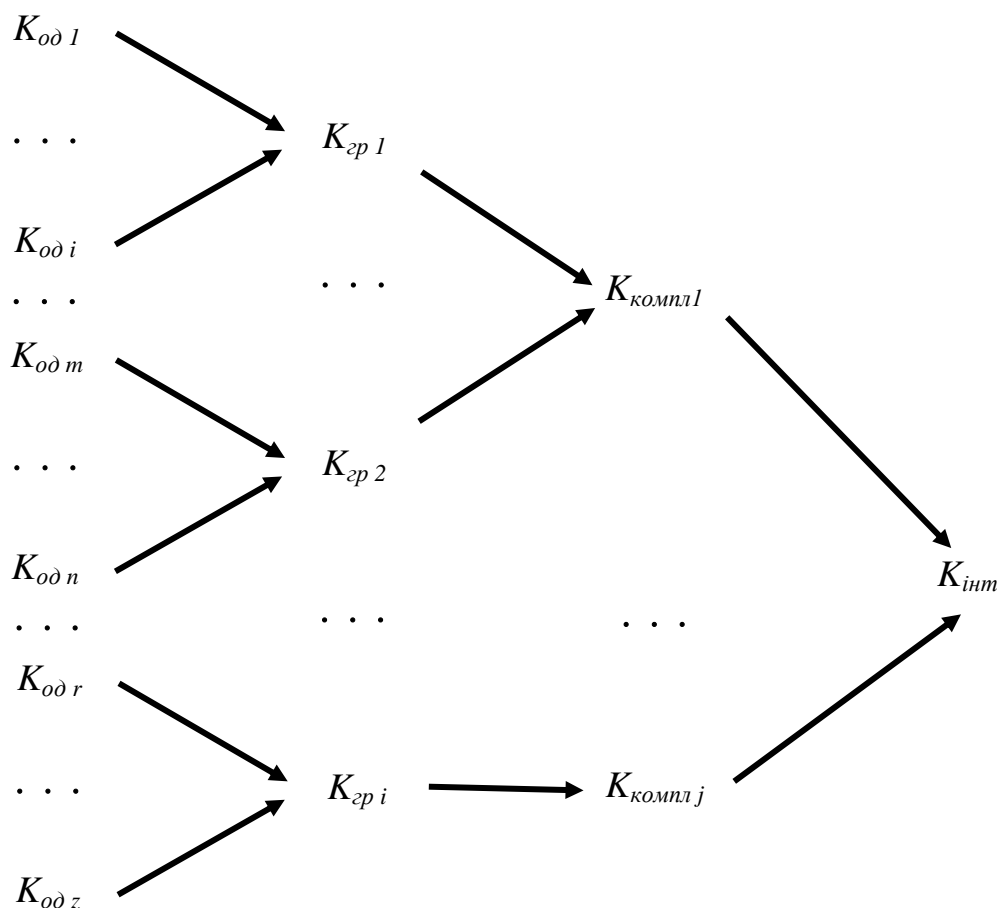


Рисунок 2.2 – Ієрархічна структура критеріїв ефективності

функції в заданих режимах і умовах застосування (тобто в нормованому середовищі експлуатації), технічного обслуговування, зберігання, ремонтів і транспортування (переміщення), а також її показники - безвідмовність, ремонтпридатність, довговічність і збережуваність (рис. 2.1), визначені ДСТУ ISO 9004-1-95 [136] і тим самим є самостійною (автономною) складною експлуатаційною характеристикою об'єкта.

У той же час ця характеристика введена до складу номенклатури показників якості як одиничний критерій ефективності підвищення експлуатаційних характеристик (тобто кваліметрична характеристика об'єкта) [133-137].

В таблиці 2.1 наведені групові показники якості, що містяться в [133] та інших джерелах, і їх короткі характеристики. Ці показники, як вже зазначалося вище, регламентовані у відповідних стандартах або інших регламентах.

Таблиця 2.1 – Групові показники якості та їх характеристика

№ за/п	Показники якості	Суть і характеристика показників якості
1	Призначення	Призначені для оцінки корисного ефекту при використанні виробу за призначенням. Включають показники функціональної і технічної ефективності та конструктивні.
2	Надійності	Включають показники ремонтпридатності, зберігуваності, безпеки та довговічності.
3	Економічного використання сировини	Характеризують властивості виробу, які відображають його технічну досконалість за рівнем споживання ним ресурсів.
4	Ергономічні	Враховують комплекс гігієнічних, антропологічних, фізіологічних і психологічних властивостей оператора.
5	Естетичні	Відображають раціональність форми та досконалість виробничого виконання виробу.
6	Технологічності	Включає коефіцієнт складання, КВМ і показники трудомісткості.
7	Транспортабельності	Характеризує пристосованість виробу до переміщення без використання та споживання.
8	Стандартизації та уніфікації	Включений в показники технологічності.
9	Патентно-правові	Характеризують патентно-правову захищеність.
10	Екологічні	Характеризують рівень шкідливих впливів на довкілля у виробництві та експлуатації.
11	Безпеки	Характеризують ймовірність безпечної роботи під час виробництва та експлуатації.

Тепер проаналізуємо блок критеріїв технологічності. Мабуть, перший вітчизняний керівний матеріал щодо технологічності був виданий у 1954 році, який був доповнений і розширений в [146], де чітко сформульовані три групи задач, що вирішуються технологічністю. Серед цих критеріальних задач вказані і забезпечення високої якості виробу, а також його надійності й

живучості. Загальна схема показників технологічності виробів представлена на рис. 2.3 [146].

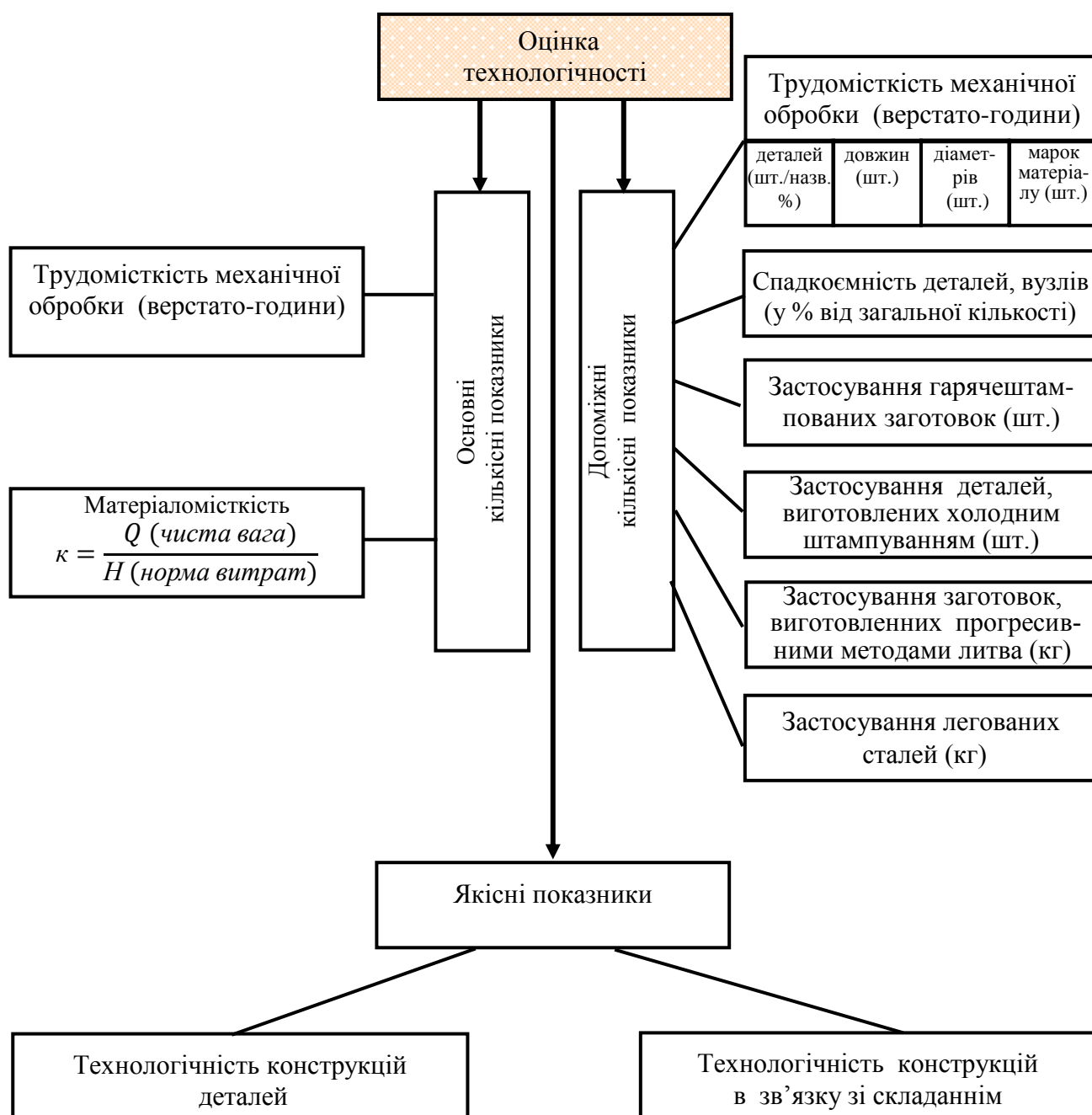


Рисунок 2.3 – Загальна схема показників оцінки технологічності виробів

В [146], мабуть, вперше сформульовано саме поняття технологічності: технологічність конструкцій - сукупність властивостей конструкції виробу, які проявляються у можливості оптимізації витрат праці, засобів, матеріалів і часу

при технічній підготовці виробництва, виготовленні, експлуатації та ремонті конструкцій виробів того ж призначення при забезпеченні встановлених значень показників якості в прийнятих умовах виготовлення, експлуатації та ремонту.

Як відзначається в [146], технологічність - властивість конструкції, яка закладена в ній при проектуванні і дозволяє отримати виріб з заданим рівнем якісних характеристик і високими техніко-економічними показниками у виробництві та експлуатації.

За областю проявлення властивостей розрізняють виробничу і експлуатаційну технологічність. Виробнича технологічність конструкції виробу проявляється в економії витрат засобів і часу на конструкторську і технологічну підготовку виробництва, а також на виготовлення виробів. Експлуатаційна технологічність конструкції виробу проявляється в скороченні витрат засобів і часу на технічне обслуговування і ремонт виробу, а також на підготовчі та заключні роботи, пов'язані з польотом.

В [143] наведена номенклатура показників технологічності для деталей, складальних одиниць і виробу в цілому, що застосовуються на різних етапах життєвого циклу виробу (проекування, виробництво, експлуатація).

У таблиці 2.2 виділений фрагмент цієї номенклатури для деталей виробу, відповідний класу виробів (деталей), що розглядається нами.

Аналіз і порівняння показників якості (таблиця 2.1), технологічності (таблиця 2.2) і надійності дозволяє відзначити наступне: кожен з трьох класів критеріїв входить у відповідний нормативний документ, що регламентує його цільове використання для оцінювання тільки ізольованого відповідного класу і виключає їх спільне використання в єдиній класифікаційній системі, так як таке їх об'єднання суперечить одному з основних принципів і правил теорії класифікацій - правилу ділення обсягу понять [97]: члени класифікації повинні взаємно виключати один одного, тобто жоден з них не повинен входити в обсяг іншого класу.

Таблиця 2.2 – Номенклатура групових показників технологічності деталей

№ за/п	Показники технологічності конструкції деталей
1	Трудомісткість виготовлення виробу (деталі) $T_в$
2	Технологічна собівартість C_m або собівартість виробу $C_в$
3	Коефіцієнт уніфікації конструктивних елементів K_{ye}
4	Коефіцієнт застосовності стандартизованих оброблюваних поверхонь $K_{ср s}$
5	Коефіцієнт обробки поверхні K_{po}
6	Максимальне значення класу точності оброблюваних поверхонь
7	Максимальне значення класу чистоти оброблюваних поверхонь
8	Коефіцієнт використання матеріалу (КВМ)
9	Маса виробу M
10	Коефіцієнт оброблюваності матеріалів $K_{ом}$

Тому класи критеріїв якості, технологічності та надійності зберігаються в їх нормативних обсягах тільки для незалежного (автономного) використання. В межах же повної класифікації рис. 2.2 складові надійності й технологічності виключаються з групових критеріїв комплексного показника якості та знаходять ранг відповідних комплексних критеріїв.

У той же час відзначимо, що запропонована класифікація критеріїв ефективності в перспективі не виключає розширення шляхом обґрунтованого введення нових додаткових одиничних групових і комплексних критеріїв, які не суперечать правилам теорії класифікації.

Крім того, з класифікаційної схеми рис. 2.1 можуть виключатися ті чи інші критерії та їх складові під час оцінки ефективності виготовлення того чи іншого класу (підкласу) деталей методами порошкової металургії, якщо матеріал-замінник або сфера експлуатації деталі не вимагають обліку виключних показників.

Кількісна оцінка критеріїв ефективності проводиться відповідно до загальноприйнятих принципів і правил, наведених в достатньо повному обсязі, наприклад, в [133, 148-151].

Кожному з критеріїв блок-схеми рис. 2.1 відповідає комплекс експлуатаційних характеристик (властивостей), сума яких зумовлює рівень підвищення ефективності об'єкта з того чи іншого матеріалу, отриманого відповідним методом порошкової металургії (МПМ) в порівнянні з базовим (замінним) об'єктом, виготовленим з традиційного матеріалу.

Більшість з виділених вище комплексних критеріїв зумовлюють ефективність заміни матеріалу на одержаний МПМ, якщо сума групових критеріїв, що входять до них, не менше одиниці.

Таким чином,

$$\bar{R}_i(K) = \frac{R_{МПМ i}}{R_{баз i}} \geq 1, \quad K \in (K_{2c}, K_n, K_{як}, K_{техн}, K_{во}) \quad (2.1)$$

Тут $\bar{R}_i(K)$ - i -й комплексний критерій матеріалу-замінника $R_{МПМ i}$, віднесений до аналогічного критерію базового матеріалу $R_{баз i}$.

Проте, якщо за своїм характером вхідні в замінний матеріал складові комплексного критерію при своєму зниженні забезпечують підвищення ефективності (зростання) комплексного критерію, то відносний комплексний критерій такої заміни має відображатися зворотною по відношенню до (2.1) залежністю.

Так, комплексний критерій вартості K_g зумовлює ефективність заміни базового матеріалу на отриманий МПМ, якщо сума вхідних до нього групових критеріїв базового матеріалу R_i нижче, ніж її значення у замінного матеріалу, тобто має місце зворотна (2.1) залежність

$$\bar{R}_i(K_g) = \frac{R_{баз i}}{R_{МПМ i}} \geq 1 \quad (2.2)$$

Тоді повна критеріальна оцінка ефективності заміни матеріалу на одержаний МПМ визначиться залежністю

$$\bar{K}_{int} = \sum_{i=1}^n \alpha_i \bar{R}_{i\text{компл}} (\bar{K}_i) > 1, \quad (2.3)$$

де $\sum_{i=1}^n \alpha_i = 1$, $\bar{R}_{i\text{компл}}$ - відносні комплексні критерії, α_i – коефіцієнти значущості відповідних експлуатаційних характеристик матеріалу, які визначаються експертним шляхом прийняття рішень [148-151].

Вхідні в (2.3) відносні комплексні критерії $\bar{R}_{i\text{компл}}$ включають в себе як складові відповідні відносні групові

$$\bar{K}_{компл} = \sum_{i=1}^m \bar{R}_{zpi} \beta_i, \quad (2.4)$$

де $\sum_{i=1}^m \beta_i = 1$, β_i – коефіцієнти значущості відповідних критеріїв \bar{K}_{zpi} .

В свою чергу \bar{K}_{zpi} включають в себе одиничні \bar{K}_{odi} :

$$\bar{K}_{zpi} = \sum_{i=1}^r \bar{R}_{odi} \gamma_i, \quad (2.5)$$

де $\sum_{i=1}^r \gamma_i = 1$, γ_i – коефіцієнти значущості відповідних критеріїв \bar{K}_{odi} .

Таким чином, вище розроблено концептуальний підхід і блок-схема критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей агрегатів авіаційних конструкцій, формованих методами порошкової металургії та газотермічним напиленням, яка його реалізує [152].

Реалізація цього підходу на ранніх етапах освоєння цих методів дозволяє прогнозувати перспективність застосування у вітчизняних цивільних літаках спечених матеріалів, які забезпечують зниження їх маси, підвищення ресурсу та інших факторів, що визначають їх конкурентоспроможність на міжнародному ринку продажів і послуг.

2.2 Метод послідовного розширення повноти критеріальної оцінки ефективності використання спечених порошкових матеріалів в агрегатах авіаконструкцій

2.2.1 Спечені порошкові матеріали на основі алюмінію

Вище викладено концептуальний підхід до критеріальної оцінки можливостей реалізації резерву вдосконалення обговорюваних об'єктів, який не реалізований сучасними традиційними матеріалами і технологіями. Нижче проводиться аналіз повноти цієї критеріальної оцінки перспективності розширення обсягу використання спечених порошкових матеріалів на основі алюмінію в агрегатах цивільних літаків.

Спечені алюмінієві сплави мають ряд істотних переваг, серед яких особливо значущими є [13, 16, 63, 66, 70, 112, 153, 154]:

- дешева вихідна сировина;
- високі фізико-механічні характеристики;
- висока корозійна стійкість;
- мала густина;
- добра оброблюваність різанням;
- мала енергоємність виготовлення (виробництва);
- низькі тиск холодного пресування і температури спікання, які зумовлюють можливість отримання відносно більш складних та більших деталей, ніж з замінних матеріалів.

На жаль, джерел інформації, що стосуються цих питань, вкрай мало, хоча впровадження матеріалів, одержаних методами порошкової металургії, в об'єкти авіакосмічної техніки почалося з середини 70-х років минулого століття. В [13, 16, 63, 66, 70, 112, 153, 154], мабуть, в основному узагальнені наявні на сьогоднішній день дані про властивості порошкових матеріалів, зокрема на основі алюмінію.

Виходячи з цих узагальнень і на їх основі в [152] синтезована блок-схема критеріїв ефективності підвищення експлуатаційних характеристик (властиво-

стей) деталей літаків шляхом раціональної заміни традиційних матеріалів спеченими з порошків. У цій же роботі запропоновані прості аналітичні критеріальні оцінки ефективності заміни матеріалу на отриманий методом порошкової металургії, які представлені в адитивній формі (2.3)-(2.5).

Як випливає з блок-схеми, повній критеріальній оцінці ефективності заміни матеріалів відповідає $n = 8$, $m = 41$, а r чітко не фіксується блок-схемою, так як залежить від конкретної деталі агрегату літака, в якій проводиться заміна матеріалу і визначається відповідальною особою, яка приймає рішення (ОПР) - керівником проекту. Більш того, ОПР може обмежити і числа n і m , виходячи з особливостей нормованого середовища експлуатації літака та інших обмежень.

З урахуванням зроблених вище зауважень, пропонується метод формування потрібної повноти критеріальної оцінки ефективності заміни базового матеріалу на одержаний методом порошкової металургії, який визначається чисельним значенням

$$\bar{R}_{\text{потріб}}^{\text{інт}} = \sum_{i=1}^{n_{\text{потріб}}} \alpha_i \cdot \bar{R}_{\text{потріб}}^{\text{компл}} = N_{\text{потріб}}, \quad (2.6)$$

де $N_{\text{потріб}} \geq 1$ – критеріальна чисельна оцінка.

При цьому в (2.1) включаються відносні критеріальні потрібні оцінки групового рівня $\bar{R}_{\text{потріб}}^{\text{і груп}}$:

$$\bar{R}_{\text{потріб}}^{\text{компл}} = \sum_{i=1}^{m_{\text{потріб}}} \beta_i \cdot \bar{R}_{\text{потріб}}^{\text{і груп}}, \quad (2.7)$$

а у відповідну оцінку групового рівня входять відносні критерії одиничного рівня $\bar{R}_{\text{потріб}}^{\text{і од}}$:

$$\bar{R}_{\text{потріб}}^{\text{і груп}} = \sum_{i=1}^{r_{\text{потріб}}} \gamma_i \cdot \bar{R}_{\text{потріб}}^{\text{і од}} \quad (2.8)$$

Однак, як правило, масив відносних критеріальних характеристик матеріалу-замінника, як у власній базі даних підприємства, що реалізує проект ство-

рення літака, в якому передбачається заміна базових матеріалів в деталях на формовані МПМ, так і з урахуванням моніторингу, наявного вітчизняного і світового досвіду, менше, ніж потрібний для реалізації $N_{потріб}$.

Таким чином, чисельне значення наявної критеріальної оцінки:

$$N_{наявн} < N_{потріб} \quad (2.9)$$

Формувальне чисельне значення $N_{наявн}$ критерії відповідних рівнів визначаються формулами, ідентичними (2.2) – (2.4) із заміною індексів «*потріб*» на «*наявн*».

Рівень відносної повноти критеріальної оцінки перспективності розширення обсягу використання спечених порошкових матеріалів замість базових має вигляд:

$$\bar{N} = \frac{N_{наявн}}{N_{потріб}} \quad (2.10)$$

Як зазначено вище, повна критеріальна оцінка ефективності заміни традиційних металів на одержані МПМ на інтегральному рівні передбачає наявність сумарного числа відносних критеріїв, рівного

$$N_{потріб} = n_{потріб} + m_{потріб} + r_{потріб}, \quad (2.11)$$

де $n_{потріб} = 8$; $m_{потріб} = 41$; $r_{потріб} > 100$, що практично виключено не тільки в сьогодні, але і в найближчому майбутньому часі.

Однак навряд чи настільки повна оцінка необхідна для практичного аналізу перспективи зростання обсягу такої заміни. Тому уявляється раціональним проводити оцінку на основі збільшеної часткової повноти за одним з восьми комплексних відносних критеріїв, що призначається ОПР (блок-схеми роботи [152]).

Для прикладу нижче розглянуто комплексний критерій «Граничні стани», який включає 8 з 10 групових критеріїв. У кожному з цих групових критеріїв будемо враховувати обмежене (визначальне) число одиничних, по яких є дані як для заміненних матеріалів, так і для матеріалів-замінників.

Для оцінки ефективності заміни традиційних металів спеченими порош-

ковими матеріалами в деталях літаках в межах комплексного критерію часткової повноти «Граничні стани» в таблиці 2.3 представлені його групові критерії та вхідні в них одиничні характеристики.

Таблиця 2.3 – Групові критерії комплексного критерію «Граничні стани» та вхідні в них одиничні характеристики

№ за/п	Груповий критерій	Прийняті аналоги	Одиничні критерії (характеристики)
1	Статична міцність	Те саме	$\sigma_e, \sigma_{0,2}$
2	Деформативність	Те саме	$E, \delta_5, \%$
3	Жаростійкість	Гранична температура експлуатації	$T_{експл}, \sigma_{\sigma} T_{експл}$
4	Хімічна стійкість	Корозійна стійкість	КР, КП, КМК, КФ, $\sigma_{кр}$
5	Втома	Границя втоми, число циклів до руйнування	σ_R, N, σ_y^H
6	Ударна міцність	Те саме	$KCU (a_n), KCT (a_{my})$
7	Тріщиностійкість	Чутливість до концентрації	$K_c, \sigma_{\delta}^H, \sigma_{\delta}^H / \sigma_e$
8	Повзучість	Границя тривалої міцності та повзучості	$\sigma_{zod}^T, \sigma_{0,2/zod}^T$

Реалізацію цієї оцінки можна здійснити, визначивши чисельні значення одиничних критеріїв (характеристик) таблиці 2.3 для конкретного матеріалу-замінника і їх аналоги для замінного сплаву з наступним підсумовуванням їх відносних величин з відповідними коефіцієнтами значущості вхідних відносних групових критеріїв.

Окремі відомості щодо фактичних значень одиничних характеристик спечених алюмінієвих сплавів і замінних матеріалів містяться в цитованих вище та інших джерелах. При цьому найбільш повна інформація наведена в [13, 15, 66, 79].

Так, в [13] наведено характеристики освоєних ще в 70-х роках минулого століття вітчизняних жароміцних спечених сплавів з алюмінієвої пудри САП-1,

САП-2 і САП-3, які мають високу міцність за температур 250...500 °С і достатню пластичність, пресовані прутки і смуги з яких не знижують своєї міцності навіть після тривалих нагрівань до 30000 годин за температури до 500 °С. При цьому границя міцності за температури 20 °С холодновальцьованих листів вище, ніж пресованих напівфабрикатів.

Спечений алюмінієвий сплав САС-1-400 відрізняється підвищеним модулем пружності до 90...110 ГПа за температури 20 °С та 60...70 ГПа за температури 300 °С.

Порошкові сплави з міддю, магнієм, залізом і нікелем, наприклад, СПАК-4, мають високу міцність за температур 250...350 °С при достатній пластичності. Пресовані і штамповані напівфабрикати з порошкових сплавів алюмінію з магнієм, цинком і міддю марки ПВ 90 в стані термічної обробки Т1 перевищують подібний за складом деформований сплав В96Ц-Т1 по границі міцності та текучості до 15 % за однакових умов.

Високомодульні сплави алюмінію з берилієм марок АБМ-1 і АБМ-1-1 за питомої жорсткості E/γ вдвічі перевищують алюмінієві сплави Д16.

У таблиці 2.4 наведені основні характеристики зазначених вище вітчизняних і деяких закордонних спечених алюмінієвих сплавів. У цій таблиці і подальшому викладі прийняті наступні позначення.

Напрямок вирізання зразків: Д – повздовжній; П – поперечний;

- $\sigma_{0,2}$ – умовна границя текучості;
- K_t – теоретичний коефіцієнт концентрації напружень;
- σ_b^H – границя статичної міцності за розтягу зразка з надрізом;
- σ_6^T – границя міцності за розтягу при температурі T ;
- $\sigma_{кр}^{cm}$ – критичне напруження за втрати загальної стійкості;
- δ_5, δ_{10} – відносне видовження після розриву на довжині

$$l_0 = 5d_0, l_0 = 10d_0, \text{ де } d_0 \text{ – товщина;}$$

- ударна в'язкість (робота руйнування) за згину зразка:

$$KCU(a_n) \text{ – з напівкруглим надрізом;}$$

K_{CV} – з V– подібним надрізом;

$K_{CT}(a_{m,y})$ – з тріщиною;

– в'язкість руйнування за статичного навантаження (критичний коефіцієнт інтенсивності напружень):

за плоскої деформації K_{lc} ;

за плоского напруженого стану K_c^y ;

– швидкість росту тріщини втоми в пластині з центральною тріщиною $\frac{d2l}{dN}$ (м/цикл);

– границя витривалості σ_R :

за асиметричного циклу $R = -1$ σ_{-1} ;

зразка з надрізом σ_R^H ;

– границя тривалої міцності, коли задані температура і час дії навантаження (100, 300 год і т.д.) $\sigma_{1000\text{ год}}^{200\text{ }^\circ\text{C}}$;

– границя повзучості (за деформації 0,2 %), коли задані температура і час витримки (100, 300 год і т.д.) $\sigma_{0,2/100\text{ год}}^T$ (або $\sigma_{0,2/300\text{ год}}^T$);

– критичне напруження руйнування за корозії під напруженням $\sigma_{кр}$;

– твердість:

за Брінелем HB (МПа);

за Роквеллом HR (МПа);

за Віккерсом HV (МПа);

мікротвердість під навантаженням 100 г H_μ^{100} (МПа);

– густина γ (г/см³);

– коефіцієнт теплопровідності λ (Вт/м·град);

– питома теплоємність C (Дж/кг·град);

– температурний коефіцієнт лінійного розширення α (1/град);

– питомий електроопір ρ (Ом·м).

Аналізована вище інформація, на базі якої сформована таблиця 2.4, містить і деякі інші корисні відомості, вибір яких викладений нижче в якості при-

кладу для спеченого алюмінієвого порошку САП-3. Цей спечений алюмінієвий порошок отримують шляхом послідовного брикетування і пресування за $T=550...580\text{ }^{\circ}\text{C}$ і питомого тиску пресування $490...686\text{ МПа}$. Густина $\gamma = 2,775\text{ г/см}^3$. Застосовують для малонавантажених деталей, що працюють за $T_{експл} \leq 500\text{ }^{\circ}\text{C}$ і які отримують з напівфабрикатів у вигляді прутків діаметром до 140 мм та смуг розміром $50 \times 430\text{ мм}$ і товщиною до 50 мм .

САП-3 без термічної обробки має $\sigma_{\epsilon} = 343\text{ МПа}$, $\delta_5 = 2\%$, $\sigma_{0,2} = 294\text{ МПа}$, $\tau_{зр} = 230\text{ МПа}$. Чутливість до концентрації напружень: $K_l = 4$, $\sigma_{\epsilon}^H = 447\text{ МПа}$, $\sigma_{0,2}^H / \sigma_{\epsilon} = 1,2$. Ударна в'язкість і робота руйнування зразка з тріщиною $KCU(a_n) = 6,9\text{ Дж/м}^2$ (у штамповки $KCU(a_n) = 7,3\text{ Дж/м}^2$). Границя витривалості на базі $N = 2 \cdot 10^7$ циклів: при $R = -1$ і частоті $\nu = 40\text{ Гц}$ у гладкого круглого зразка $K_l = 1$; $\sigma_R = 113\text{ МПа}$; у круглого зразка з надрізом $K_l = 2,2$; $\sigma_R = 73\text{ МПа}$. Пружні характеристики: $E = 76\text{ ГПа}$, коефіцієнт Пуассона $\mu = 0,35$. Механічні характеристики за низьких температур $\sigma_{\epsilon}^{20} = 392\text{ МПа}$, $\sigma_{\epsilon}^{-196} = 451\text{ МПа}$, $\sigma_{0,2}^{20} = 314\text{ МПа}$, $\sigma_{0,2}^{-196} = 421\text{ МПа}$. У пресованого прутка $\delta_5^{20} = 3\%$, $\delta_5^{-196} = 1\%$, $\delta_{10}^{500} = 1...3\%$.

У штамповки $\delta_5^{20} = 6\%$, $\delta_5^{-196} = 3\%$. Чутливість до концентрації напружень за розтягу: $K_l = 4$, $\sigma_{\epsilon}^H = 447\text{ МПа}$ за $T = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $\sigma_{\epsilon}^H = 265\text{ МПа}$ за $T = -196\text{ }^{\circ}\text{C}$. За високих температур $\sigma_{\epsilon}^{20} = 343...382\text{ МПа}$, $\sigma_{\epsilon}^{500} = 88...98\text{ МПа}$, $\delta_{10}^{20} = 2...5\%$, $\delta_{10}^{500} = 1..3\%$.

Вплив тривалості нагрівання: за $T = 250\text{ }^{\circ}\text{C}$ $\sigma_{\epsilon}^{100\text{ год}} = 235\text{ МПа}$, $\sigma_{\epsilon}^{20000\text{ год}} = 205\text{ МПа}$, $\delta_5^{100\text{ год}} = 5\%$, $\delta_5^{20000\text{ год}} = 11\%$. Границя тривалої міцності за повзучості $\sigma_{100\text{ год}}^{250} = 120\text{ МПа}$, $\sigma_{100\text{ год}}^{500} = 50\text{ МПа}$, $\sigma_{1000\text{ год}}^{250} = 100\text{ МПа}$, $\sigma_{1000\text{ год}}^{500} = 45\text{ МПа}$, $\sigma_{0,2/100\text{ год}}^{250} = 110\text{ МПа}$, $\sigma_{0,2/1000\text{ год}}^{250} = 90\text{ МПа}$. Модуль пружності $E^{20} = 77\text{ ГПа}$, $E^{500} = 49\text{ ГПа}$. Корозійна стійкість близька до сплаву АД1. САП-3 схильний до пітингової корозії (ПК), але не схильний до міжкристалітної (КМК) та міжшарової корозії і корозії під напруженням (КР).

Таблиця 2.4 – Склад і властивості спечених алюмінієвих сплавів

Марка сплаву	САП-1- (1019)	САП-2	САП-3	САП-1- 400	СПАК- 4	ПВ-90	АБМ-1, АБМ-1-1	FVS0812 (США)	FVS1212 (США)
Склад	$Al - Al_2O_3$ 6...8 % Fe 0,2 %	$Al - Al_2O_3$ 9...13 % Fe 0,2 %	$Al - Al_2O_3$ 14...18 % Fe 0,25 %	$Al - Si$ 25...30 % Ni 5...7 % Fe 0,5 %	$Al - Cu$ 1,9...2,5 % Mg 1,4...1,8 % Fe 0,8...1,3 % Ni 0,8...1,3 % Si 0,5 % Al_2O_3 4...6 % TiO 1 % Zn 0,3 %	$Al - Zn -$ $- Mg - Cu$	Al 28...32 % Be 4,2...5,5 % Mg . Fe 0,2 % Si 0,1 % Ni 0,1 % Zn 0,2...0,3 %	Al 8,5 %, Fe , V 1,3 %, Si 1,7 %	Al 2,4 %, Fe , V 1,2 %, Si 3 %
$T_{експл}$, °C	500	500	500	300	350	300	350	370	480
γ , г/см ³	2,75	2,765	2,775	2,7...2,75	2,8	2,89...2,92	2,35	3,02	3,07
$\sigma_{в 20^\circ C}$, МПа	225...274	294...353	343	245...294	441	617...745	323...412	440...462	636
$\sigma_{в T_{екс. гран}}$, МПа	69	69	88	118...147	–	–	–	280	126
$\sigma_{0,2}$, МПа	284...314	171...265	294	142...152	323	578...715	265...314	–	–
σ_R , МПа	49...78	76...113	73...113	69	78...157	88...167	88...196	–	–
σ'_e , МПа	314...397	–	447	98...127	441	706...833	519...521	–	–
δ_5 , %	5...8	4...8	2	1	8	7...8,5	8...16	10...12	–
K_I	2,6...4	1...2,2	4	4	4	2,24	1...2,2	–	–
$KCU (a_n)$, Дж/м ²	13,7	0,9...11,8	6,9...7,3	7,8	9,8	6,9...10,7	14,7...29,4	–	–
$KCT (\alpha_{т.у})$, Дж/м ²	7,8	–	3,4	–	5,9	5,9...7,3	–	–	–
$\sigma_{0,2T_{гран}}$, МПа	54	54	147	78...83	59	470	78	–	–
$\delta_{10 T_{гран}}$, %	2	3,2	3	1,5...2,5	18	–	8	–	–
$KCT (\alpha_{т.у}^{250})$, Дж/м ²	11,8	–	4,4	–	–	–	–	–	–
$\sigma_{1000 год}^{200^\circ C}$, МПа	88	88	100	49...176	29...78	–	–	–	–
$\sigma_{0,2/100 год}^{200^\circ C}$, МПа	69	88	90	25...98	24	–	78	–	–
E , ГПа	72	73	77	90...110	73	75	118...125,5	–	–
$\rho \cdot 10^6$, Ом·см	3,61	4	4,47	8...12	4,64	6,21...8,5	6,6	–	–
$\lambda \cdot 10^6$, Вт/м·град	76	175	146	134	142	128	138	–	–
$\alpha \cdot 10^6$, 1/град	21,2	22	19,5	13,3	22,3	24,6	19,2	–	–
C , кДж/кг·град	–	0,879	0,92	0,87	0,879	0,83	1,13	–	–

САП-3 не чутливий до технологічного та експлуатаційного нагрівання. В залежності від призначення деталі захищають анодно-оксидними, хімічними та лакофарбовими покриттями. Електричні властивості: $\rho = 4,47 \cdot 10^6$ Ом·см. Теплофізичні властивості: $\lambda^{500} = 138$ Вт/м·град, $C^{100} = 0,921$ кДж/кг·град, $C^{500} = 1,13$ кДж/кг·град, $\alpha = 19,5 \cdot 10^{-6}$ 1/град за $T = 20 \dots 100$ °С, $\alpha = 26,6 \cdot 10^{-6}$ 1/град за $T = 400 \dots 500$ °С. Термічною обробкою сплав не зміцнюється. Обробка різанням задовільна.

З урахуванням всього відзначеного вище на закінчення наведемо демонстраційний приклад реалізації методу часткової критеріальної оцінки ефективності заміни деформовного алюмінієвого сплаву Д16 (1160), який отримав найбільше поширення в авіаційних конструкціях поряд з його більш досконалішими модифікаціями Д16ч (1161) і 1163, що мають підвищену в'язкість руйнування і витривалість та застосовуються в новому поколінні літаків тривалого ресурсу в елементах конструкцій, критичних за втоми. Ці сплави застосовують в конструкціях пасажирських літаків, як правило, в природно зістареному стані за температури експлуатації до 80 °С через зниження корозійної стійкості за більш високих температур нагрівання, але в штучно зістареному стані Т1 вони мають поліпшену корозійну стійкість [15].

При цьому умовно прийнятий в якості заміника сплаву Д16 (та його модифікацій) спечений порошковий матеріал САП-3 (див. таблицю 2.4). Слід ще раз підкреслити умовність такої заміни, результати якої слід приймати тільки як демонстрацію запропонованого нами в [152] концептуального підходу до критеріальної оцінки можливості підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій, формованих методами порошкової металургії, і який розвивається в цій статті.

У таблиці 2.5 наведені показники часткової повноти такої заміни за комплексним критерієм «Граничні стани» (див. блок-схему критеріїв ефективності роботи [152]). Тут груповий критерій «Хімічна стійкість» виражений в балах таблиці 235 довідника [15] і наведеної вище інформації щодо САП-3. У таблиці 2.5 наведено послідовний розрахунок $\bar{R}_{зрi}$ і $\bar{R}_{компл}$, який показав, що

відносний комплексний критерій ефективності заміни Д16 на САП-3 в межах його часткової повноти за показником «Граничні стани» при прийнятих даних склав $\bar{R}_{\text{компл.}} = 1,52 > 1$, що свідчить про ефективність такої заміни.

Таким чином, в розвиток раніше запропонованого в п. 2.1 концептуального підходу до критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій, одержаних методами порошкової металургії, запропонований метод обмеження повноти наявного обсягу властивостей, реалізований для порошкових матеріалів на основі алюмінію.

Запропонований метод дозволяє послідовно, у міру накопичення даних про властивості порошкових сплавів-замінників, розширювати до потрібного ступеню повноти і достовірності область ефективного впровадження спечених порошкових алюмінієвих сплавів, охоплюючи необхідну номенклатуру деталей як за окремими найбільш важливими комплексними критеріями для тих чи інших умов експлуатації літака, так і одержувати поступово наближення в прогнозах до інтегрального критерію багаторівневої критеріальної оцінки.

Видається виправданим в перспективі розвинути запропонований метод послідовного розширення повноти критеріальних оцінок на аналіз його ефективності стосовно до титанових та інших спечених порошкових матеріалів.

2.2.2 Спечені порошкові матеріали на основі титану

Нижче запропонований нами метод послідовного розширення повноти критеріальної оцінки ефективності використання спечених порошкових матеріалів в агрегатах літака реалізується для тих самих об'єктів зі спечених титанових сплавів [156].

Як відзначається в нашій монографії [66], а також в [79], титан та його сплави, які мають суттєві переваги за питомою міцністю перед іншими конструкційними матеріалами і широкий діапазон робочих температур від -250 до +600 °С, а також високу корозійну стійкість і низьку густину, справедливо називають «металом космічної ери».

Таблиця 2.5 – Показники часткової повноти заміни деформовного алюмінієвого сплаву Д16 на спечений порошковий матеріал САП-3 за комплексним критерієм «Граничні стани»

Групові критерії	Статична міцність		Деформативність		Жаростійкість	Хімічна стійкість	Втома	Ударна міцність		Тріщиностійкість		Границя тривалої міцності
	σ_a , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	E , ГПа	δ_5 , %				$T_{експ}$, °С	Корозійна стійкість, бал	σ_R , МПа	K_{CU} (a_n), Дж/м ²	
Одиничні критерії (характеристики)												
Деформовний сплав Д16, $K_{об}^{Д16}$	425	275	68,5	11	80	2	78,69	17,6	6,9	2,6	397	45
Спечений порошковий матеріал САП-3, $K_{об}^{САП-3}$	343	294	77	11	500	4	113	6,9	3,4	2,2	447	90
$\bar{K}_{об} = \frac{K_{об}^{САП-3}}{K_{об}^{Д16}}$	0,807	1,07	1,132	1	6,25	2	1,448	0,392	2,029	0,846	1,126	2
γ_i	0,5	0,5	0,3	0,7	1	1	1	0,5	0,5	0,6	0,4	1
$\gamma_i \bar{K}_{об i}$	0,404	0,54	0,34	0,7	6,25	2	1,448	0,2	1,02	0,507	0,45	2
$R_{об i} = \sum \gamma_i \bar{K}_{об i}$	0,944		1,04		6,25	2	1,448	1,22		0,957		2
β_i	0,25		0,2		0,05	0,1	0,1	0,1		0,1		0,1
$\sum \beta_i R_{об i}$	0,236		0,208		0,313	0,2	0,145	0,122		0,096		0,2
$\bar{R}_{об i}$	1,52 > 1											

Разом з цим факторами, які стримують застосування титану, є його висока вартість і низький КВМ при виготовленні деталей традиційним способом. У зв'язку з цим виключно велику увагу приділяється залученню саме методів порошкової металургії для виготовлення деталей із сплавів титану. Цей напрямок почав розвиватися в 70-х роках минулого століття з метою, перш за все, економії металу і здешевлення вартості виробів. Підвищення КВМ в цьому випадку дозволяє в 2-3 рази знизити вартість деталей [82, 157-160].

Технологія виготовлення титанових деталей методом порошкової металургії розвивається в двох основних напрямках: використання легованих порошоків титану і застосування сумішей порошоків вихідних елементів [158].

Більш економічною є технологія, яка використовує суміші порошоків вихідних компонентів і лігатур на їх основі. В цьому випадку процес виготовлення виробів з майже остаточними розмірами складається з холодного ізостатичного пресування і спікання заготовки, подальшого гарячого ізостатичного пресування (ГІП), що збільшує їх густину від 95 до 99 %. При цьому матеріал має таку ж пластичність, як і ковані виливки [158].

Використання порошоків елементарного Ti і лігатури $Al - V$ при отриманні заготовок зі сплаву $Ti - 6Al - 4V$ також має значну перевагу в порівнянні з використанням порошоків заздалегідь отриманого сплаву $Ti - 6Al - 4V$ через більш високу густину вихідної пресовки та сприятливого впливу процесу утворення сплаву в ході спікання. Обидва ці фактори також сприяють підвищенню густини спечених заготовок.

Компанія Dynamet Technology (США) розробила технологію виготовлення титанових сплавів методом змішування порошоків окремих компонентів. За цією технологією виготовляють кожухи обтічника ракети зі сплаву $Ti - 6Al - 4V$ з мінімальною густиною 94 %, що дозволяє знизити масу кожного кожуха на 70 % у порівнянні з кожухами, які застосовувалися раніше [158].

У конструкції літаків застосовують титанові штамповки, виготовлені з точними допусками. Вихідним матеріалом для штамповок служать заготовки зі сплаву $Ti - 6Al - 4V$, які отримані ізостатичним пресуванням елементарних

порошків з подальшим спіканням в вакуумі. Використання для штамповок порошкових заготовок має ряд переваг: економічно вигідне виготовлення заготовок особливої форми, виготовлення деталей майже точно в розміри (після штампування механічна обробка не потрібна або потрібна дуже незначна), поліпшення механічних властивостей внаслідок більш дрібного і однорідного за розмірами зерна.

Порошкові титанові матеріали застосовують для виготовлення кріпильних гайок, використання яких перспективно в літакобудуванні. Вони можуть замінити гайки з нержавної сталі і відрізняються від останніх майже вдвічі меншою густиною і значно більш високою корозійною стійкістю. Як правило, для виготовлення подібних виробів застосовують порошковий сплав $Ti-6Al-4V$. Отримання заготовок за вказаною технологією забезпечує $\Pi = 91...95\%$, $\sigma_s = 860...900$ МПа, $\delta = 6\%$. Випробування спечених гайок з титанового сплаву $Ti-3Al-2Mo$ на витривалість за циклічного навантаження показали, що вони не поступаються гайкам, виготовленим з катаного прутка з титанового сплаву OT4 [160].

У АТ «Мотор Січ» серійно виготовляють деталі з металокерамічного титанового сплаву 2M2A ($Ti-2Mo-2Al$) методом вакуумного спікання при температурі 1200 ± 50 °С протягом 3...4 год суміші елементарних порошків титану ПТ5-1, алюмінію і молібдену. Деталі конструкційного призначення (втулки, планки, вкладиші) зі спеченого титанового сплаву 2M2A мають механічні властивості на рівні литих і штампованих заготовок (таблиця 2.6). Такі деталі працюють в вузлах літакових і вертолітних двигунів з робочою температурою до 350 °С: Як-42 (двигун Д-36); Як-40 (двигун АІ-25); Ан-70, Ан-72, Ан-74 (двигун Д-27), вертоліт Мі-24 (двигун ТВЗ-117) та інші [159].

Новим напрямком в технології виготовлення титанових сплавів з суміші порошків є застосування гідриду титану замість титанового порошку. Економічно ефективна технологія виробництва титанових сплавів і виробів методом пресування і спікання сумішей порошкових компонентів на основі TiH_2 без застосування додаткових технологічних операцій (ГПП) розроблена в

Інституті металофізики ім. Г.В. Курдюмова НАН України. Використання порошку TiH_2 замість традиційного порошку Ti позитивно впливає на процес синтезу титанових сплавів, забезпечуючи прискорену гомогенізацію системи і високу кінцеву густину [77].

Таблиця 2.6 – Фізико-механічні властивості титанових сплавів 2М2А (спечений), ВТ5Л (ливарний) і ОТ-1 (деформований) [7]

Характеристика	Марка сплаву		
	2М2А	ВТ5Л	ОТ4-1
γ , кг/м ³	4600	4410	4550
σ_s , МПа	≥ 700	780	600...750
δ , %	6,0...13,5	6	15
ψ , %	$\leq 28,5$	14	15
HB , МПа	1600...2400	–	1970...2550
λ , Вт/м·град	13,8	13,0	13,4
$\alpha \cdot 10^{-6}$, 1/град, в діапазоні $T = 20...400$ °С	9,1	9,1	8,8
c , кДж/кг·град, за $T = 400$ °С	0,664	0,670	0,670
Метод виготовлення	Пресування + спікання	Литво	Деформування
КВМ	0,7...0,9	0,1...0,3	0,15

Гібридна технологія випробувана також в АТ «Мотор Січ». Відзначається [10], що вихідні порошкові матеріали, які використовуються при виробництві серійного титанового сплаву 2М2А, досить дорогі, в зв'язку з чим більш технологічним і економічно доцільним є використання порошку TiH_2 замість порошку титану ПТ5-1. За рахунок застосування TiH_2 (3,87 % H_2 ; 0,43 % O_2) при температурі спікання 1310...1340 °С отримано сплав з високими механічними властивостями ($\sigma_s = 705...726$ МПа) при задовільних показниках пластичності ($\delta = 6$ %, $\psi = 8$ %) і твердості ($HB = 2060...2330$ МПа). Властивості отриманого сплаву відповідають рівню серійного титанового сплаву 2М2А

($\sigma_b \geq 686$ МПа, $\delta \geq 6\%$, $\psi \geq 8\%$, $HB = 1570...2350$ МПа). Поряд з високим рівнем механічних властивостей отриманий сплав не вимагає додаткового шихтування дорогими легуючими елементами в порівнянні зі сплавом 2М2А [161].

За гідридною технологією синтезовані сплави $Ti-6Al-4V$, $Ti-5Al-5V-5Mo-3Cr$ і $Ti-10V-2Fe-3Al$ [77]. Сплав $Ti-6Al-4V$ є найбільш поширеним в світі титановим сплавом, який широко застосовується в авіабудуванні. При синтезі сплавів $Ti-6Al-4V$ за найпростішою технологією пресування і спікання застосовували порошки Ti з розміром частинок < 100 мкм, які отримані методом гідрування-дегідрування титанової губки, і TiH_2 з розміром частинок < 100 мкм (3,2 % H_2), узятих після першої стадії цього про-процесу. Легуючі добавки вводили у вигляді елементарних порошоків (ЕП) або порошоків лігатур (ПЛ). Також використовували елементарні порошки підвищеної дисперсності (ДЕП) [77].

При синтезі сплаву $Ti-6Al-4V$ з суміші на основі порошку Ti густина як сирих пресовок, так і спеченого матеріалу істотно залежить від тиску. Зміна типу легуючих добавок слабо впливає на густину сирих пресовок, проте значно діє на кінцеву густину. Мінімальну кінцеву густину має сплав, отриманий з суміші ЕП. Густина істотно підвищується при заміні ЕП на ДЕП та, особливо, на ПЛ [77].

Оптимальне поєднання міцності і пластичності порошкового сплаву $Ti-6Al-4V$ досягається при використанні суміші $Ti-6Al-4V$ ПЛ. В такому матеріалі досягнута досить висока границя втоми 450...500 МПа. Незначна залишкова пористість, дисперсна мікроструктура і прийнятий вміст домішок забезпечують властивості синтезованого сплаву $Ti-6Al-4V$ на рівні, відповідному литому або деформованому стану. Синтезований сплав $Ti-8Mn$ демонструє високі властивості за розтягу. Властивості такого сплаву можуть бути додатково поліпшені термічною обробкою.

Високолеговані титанові сплави псевдо- β -класу мають найбільш високі значення питомої міцності серед титанових сплавів і значний потенціал для оптимізації комплексу механічних властивостей термічною обробкою. Такі

сплави мають $\sigma_b \leq 600$ МПа, що робить їх дуже привабливими для використання в якості конструкційних матеріалів. Найбільш поширені сплави даного класу $Ti-5Al-5V-5Mo-3Cr$ і $Ti-10V-2Fe-3Al$ широко застосовуються в сучасному літакобудуванні [162].

Для синтезу зазначених сплавів в якості основи порошкової суміші використовували TiH_2 з розміром частинок < 100 мкм (3,5 % H_2), легуючі елементи вводили у вигляді порошоків лігатур складу $27,8Al-27,8V-27,8Mo-16,6Cr$ і $66,67V-13,33Fe-20Al$. Використання лігатур, строго відповідних складу всіх легуючих елементів у сплавах, спрощує процес виготовлення вихідних порошкових сумішей. Такі лігатури технологічно зручні, оскільки через свою крихкість легко подрібнюються до необхідної дисперсності. Крім того, при нагріванні до температури спікання зазначені лігатури не схильні до утворення легкоплавких евтектик, здатних істотно уповільнити процес ущільнення [162].

Характеристики сплавів $Ti-5Al-5V-5Mo-3Cr$ і $Ti-10V-2Fe-3Al$, отриманих компактуванням при тиску 750 МПа і спіканням протягом 4 год при температурах 1250 і 1350 °С, наведені в таблиці 2.7 [162].

Таблиця 2.7 – Властивості спечених титанових сплавів

Сплав	T_{cn} , °С	Середній розмір зерна, мкм	П, %	Середній розмір пор, мкм	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_s , МПа	δ , %	ψ , %
$Ti-10V-2Fe-3Al$	1350	159	2,8	10,5	939	1033	12,0	19,5
	1250	105	4,0	11,3	944	1033	8,0	13,5
$Ti-5Al-5V-5Mo-3Cr$	1350	102	1,6	7,0	1025	1111	10,9	14,0
	1250	87	2,4	7,2	1029	1108	6,0	8,2

Приріст в міцності та пластичності при підвищенні температури до 1350 °С пов'язаний зі зменшенням як загальної пористості, так і середнього розміру пор. Міцність і пластичність синтезованих сплавів можна порівняти з відповідними показниками для даних сплавів у литому/гарячедеформованому стані. Такий комплекс механічних властивостей достатній для практичного за-

стосування даних сплавів і виробів з них. При цьому його можна істотно поліпшити наступною термічною обробкою [162].

Як було відзначено вище, інший напрямок розвитку технології порошкової металургії титанових сплавів пов'язаний з використанням легованих порошоків титану. Основними способами отримання легованих порошоків титану є плазмове розпилення обертового електрода і розпилення розплаву зі швидким твердінням частинок порошку. При цьому рівень властивостей готового матеріалу (зокрема і втомних) повинен бути не нижче, ніж у матеріалів, що виготовляються методами традиційної металургійної переробки. Метод розпилення дозволяє додатково легувати сплав рідкісноземельними металами, що при легуванні, наприклад, *Eu* або *Nd* підвищує жароміцність сплаву в 1,5 рази. Леговані порошки титану також використовуються для виготовлення деталей з найбільш поширеного сплаву титану *Ti-6Al-4V* методом ГП при температурі 920 °С протягом 3 ч в середовищі аргону під тиском 0,015 МПа [158].

Щоб підвищити утомну міцність металокерамічних сплавів до рівня литих, необхідно знизити кількість оксидних включень у порошок, зменшити їх розміри, а також удосконалювати процес компактування. Найменші домішки таких забруднень як Al_2O_3 і SiO_2 різко знижують фізико-механічні властивості сплаву [5].

Фірма Nuclear Metals Incorporation (США) виготовляє леговані порошки титанових сплавів методом плазмового розпилення обертового електрода, а деталі з них - методом ГП в керамічних формах. Методи розпилення і ГП дозволили підвищити КВМ з 28 до 81 %, знизити вартість виробництва на 25...35 %, підвищити однорідність, втомні і корозійні властивості сплавів та значно скоротити тривалість циклу [158].

Фірма Crucible Materials Corporation (США) описаним методом розробила сплав *Ti-10V-2Fe-3Al*, який має $\sigma_{0,2} = 1200$ МПа, $\delta = 5$ %, $\psi = 10$ %. Застосування цього сплаву для виготовлення шасі літака дозволило зменшити масу шасі на 22 %. Сплав *Ti-10V-2Fe-3Al* конкурентоспроможний з високолегованою сталлю [158].

Нова порошкова (гранульна) металургія має такі принципові відмінності від традиційної:

- в якості вихідного матеріалу служать не механічні суміші дисперсних порошків чистих металів і лігатур, а леговані мікрогранули, кожна з яких має заданий хімічний склад;

- компактування проводиться в герметичних вакуумованих капсулах за високих температур (завдяки чому досягається висока хімічна однорідність і 100 %-ва густина одержаних виробів) [163].

Леговані порошки-мікрогранули отримують розпиленням рідкого сплаву у вакуумі або атмосфері інертного газу, тому вони не містять оксиди і сторонні домішки. Частинки мають правильну сферичну форму, що забезпечує сталість насипної ваги. Важливою технологічною перевагою сферичних легованих порошків є відсутність пірофорності, оскільки вони не містять пилоподібної фракції. У порівнянні з фасонним литвом вироби з мікрогранул мають більш дисперсну мікро- і макроструктуру завдяки високій швидкості охолодження розплаву в процесі гранулювання, що сприятливо позначається на комплексі механічних властивостей [163]. Перевагою гранульної металургії також є збільшення КВМ у порівнянні навіть з фасонним литвом [164].

Компактування титанових гранул здійснюють методами ізостатичного ущільнення всебічним стиском і екструдкуванням крізь матрицю. При першому варіанті ущільнення в газо- і гідростатах взаємне переміщення гранул майже відсутнє, а одержана конфігурація виробу представляє геометричну подібність вихідної форми, зменшену на величину усадки гранул під час ущільнення. Екструдкування супроводжується значним переміщенням гранул відносно одна одної і зміною їх форми, яке набагато більше, ніж в першому випадку. Екструдкування, яке проводиться в герметично вакуумованих капсулах, є більш надійним методом, ніж ізостатичне ущільнення, і тому більш привабливим для отримання прутків, профілів і труб. Деталі складної форми можна виготовляти тільки ГПП в газостатах (газостатируванням) фігурних капсул з порошком [78]. В деяких випадках, зокрема для отримання високоякісних дисків ГТД, після га-

зостативування застосовують додаткове штампування заготовок за звичайною технологією.

В даний час розроблена широка номенклатура титанових сплавів для авіаційної і ракетно-космічної техніки, які можна отримувати методом гранульної металургії: ВТК-1КТ (α -сплав); ВТ18У (близький до α -сплавів); ВТ6, ВТ8, ВТ3-1, ВТ25У, ВТ23 ($\alpha + \beta$ -сплави); ВТ22 (близький до β -сплавів) [152].

Структура дисків, як і вихідних шайб, дрібнозерниста і відповідає 2-3 балам шкали ВІАМ. Диски з гранул сплаву ВТ9 мають такі механічні властивості: $\sigma_g = 1200$ МПа, $\delta = 7...12$ %, $\psi = 32...41$ %, $\sigma_g^{500} = 730...740$ МПа [78].

Прутки отримують гарячою екструзією (при температурі 900...1000 °С) гранул, вільно насипаних у вакуумовані сталеві капсули, на гідропресі. Для отримання 100 %-вої густини обтиснення по діаметру становить не менше 3 [78].

Механічні властивості прутків [78]:

- зі сплаву ВТ9: $\sigma_g = 1220$ МПа, $\delta = 9$ %, $\psi = 19$ %, $\sigma_g^{500} = 900$ МПа;
- зі сплаву ВТ18: $\sigma_g = 1270$ МПа, $\delta = 10$ %, $\psi = 12$ %, $\sigma_g^{500} = 1010$ МПа;
- зі сплаву ВТ6: $\sigma_g = 1110$ МПа, $\delta = 14$ %, $\psi = 35$ %, $\sigma_g^{500} = 670$ МПа;
- зі сплаву ВТ25: $\sigma_g = 1290$ МПа, $\delta = 8$ %, $\psi = 11$ %, $\sigma_g^{500} = 1020$ МПа.

Мікрогранулювання з подальшим гарячим компактуванням забезпечує більш високу міцність і пластичність, ніж традиційна технологія, оскільки литі гранули мають набагато більш тонку структуру, ніж великі промислові злитки.

В даний час перед розробниками титанових сплавів стоять задача підвищення механічних властивостей до $\sigma_g = 1300...1400$ МПа, $\sigma_g/g\gamma = 29$ км, $E = 200$ ГПа при збереженні необхідних параметрів. Одним із шляхів досягнення цього є отримання наддрібного зерна в напівфабрикатах в результаті надшвидкої кристалізації при виробництві гранул та ізометричної деформації в умовах надпластичності [157].

Можливості реалізації методу послідовного розширення повноти крите-

ріальної оцінки ефективності використання спечених порошкових матеріалів в агрегатах авіаконструкцій для титанових спечених сплавів при сьогоднішньому рівні доступних дослідних даних ще більш обмежені, ніж для алюмінієвих сплавів, проаналізованих нами в [155].

Проте проведемо аналіз таких можливостей для кожного з восьми комплексних критеріїв ефективності, що містяться в блок-схемі роботи [152].

Прямі дані за складовими комплексного критерію «Надійність», групових критеріїв «Безвідмовність», «Довговічність», «Збережуваність» і «Ремонтопридатність» відсутні. Однак немає і відомостей про те, що ці критеріальні показники для спечених порошкових титанових сплавів нижче, ніж для ливарних і деформованих сплавів. Це дає непряму підставу вважати, що чисельні значення відносного комплексного критерію «Надійності» близьке до одиниці. Аналогічний висновок можна зробити і для комплексного критерію «Нормоване середовище експлуатації».

Дослідні дані за складовими комплексного відносного критерію «Показники вартості» також відсутні. Однак в [66] з посиланнями на [82, 157, 158] відзначається, що залучення методів порошкової металургії для виготовлення деталей із сплавів титану дозволяє знизити вартість виробів у 2-3 рази. В [66] з посиланням на роботу [158] повідомляється, що фірма «Нуклеар Металз Інкорпорейшн» (США) виготовляє леговані порошки титанових сплавів методом плазмового розпилення обертового електрода, а деталі з них - методом гарячого ізостатичного пресування в керамічних формах. Методи розпилення і гарячого ізостатичного пресування дозволили підвищити коефіцієнт використання металу з 28 до 81 %, знизити вартість виробництва на 15...35 %, підвищити однорідність, втомні і корозійні властивості сплавів та значно скоротити тривалість циклу.

Тут зниження вартості виробництва на 25...35 %, мабуть, відноситься не до вартості всього процесу виготовлення виробів, що включає в себе крім вартості самого матеріалу ще й вартість оснащення, власне технологічних процесів виготовлення виробу, а також контролю і заробітної платні учасників виробни-

цтва [158]. У такому трактуванні знімається протиріччя між обсягами зниження вартості виробів зі спечених порошків титану в 2-3 рази і зниженням вартості виробництва порошку як вихідного матеріалу для виробу, тобто складової показника вартості, що визначається комплексним критерієм ефективності [152]. Наведені дані дозволяють прийняти, що відносний комплексний критерій ефективності підвищення експлуатаційних характеристик літака «Показники вартості» становить $\bar{R}_{\text{компл. варт.}} = (2 \dots 3) \gg 1$. Як показано вище, істотну відмінність у властивостях спечених і традиційних титанових сплавів має показник використання матеріалу КВМ. Незважаючи на вкрай обмежену кількість даних, можна орієнтуватися на середню цифру для КВМ спечених порошкових матеріалів, яка дорівнює $(0,7 \dots 0,9) = 0,8$. У той час як для традиційних титанових сплавів в процесі їх переробки у вироби середнє значення КВМ становить $(0,1 \dots 0,3) = 0,2$.

Таким чином, за витратами дорогих титанових сплавів ефективність спечених матеріалів, яка визначається відносним груповим показником $\bar{R}_{\text{КВМ}}$, що є одним з 10 складових комплексного критерію «Технологічність» [77]

$$\bar{R}_{\text{КВМ}} = \frac{R_{\text{КВМ ком.}}}{R_{\text{КВМ трад.}}} = \frac{0,81}{0,23} = 3$$

В [158] також відзначається, що застосування спечених порошкових титанових сплавів дозволяє знизити масу виробів на 70 %, мабуть, за рахунок їх більш високих міцнісних і пружних характеристик σ_s і E в порівнянні з традиційними ливарними і деформовними титановими сплавами.

Автори [158] також відзначають, що фірма «Крусібл Матеріалз Корпорейшін» розробила сплав $Ti-10V-2Fe-3Al$, який має границю текучості 120 МПа, відносне видовження 5 %, а звуження 10 %. Застосування цього сплаву для виготовлення шасі літака дозволило зменшити масу шасі на 22 %. Мабуть, ці суперечливі дані, що наводяться в одному і тому самому джерелі, слід приймати як діапазон зниження маси виробів за рахунок використання різних спечених порошкових титанових сплавів в різних виробках авіаційного призначення.

Тоді середнє зниження маси, яке дорівнює (22...70) % = 46 %, може трактуватися як ще один груповий показник відносного комплексного критерію ефективності «Технологічність» [151] $\bar{R}_m = \frac{R_{m \text{ відн.}}}{R_{m \text{ трад.}}} = \frac{1}{0,46} = 2,17$.

Звертаючись до номенклатури групових показників технологічності, наведеної в роботі [152], і вважаючи, що з 10 цих показників інші 8 не нижче їх аналогів для деталей з традиційних титанових сплавів, тобто їх відносні групові критерії ефективності заміни не нижче одиниці, і приймаючи (до запасу) коефіцієнти значущості рівними, отримаємо приблизне значення відносного комплексного критерію технологічності, визначене за методикою [155] $\bar{R}_{\text{техн.}}^{\text{компл.}} = (3 + 2,17 + 8) \cdot 0,1 = 1,3 > 1$, що свідчить про ефективність заміни традиційних титанових сплавів на спечені аналоги.

Незважаючи на практично рівну густину спечених порошкових і деформованих сплавів, групові складові комплексного критерію «Вагова віддача» забезпечують йому числове значення

$$\bar{R}_{\text{ваг. від.}}^{\text{компл.}} = (\bar{R}_{\text{нит. жорст.}} + \bar{R}_{\text{нит. міцн.}} + \bar{R}_\gamma) \cdot \beta, \quad (2.12)$$

де $\bar{R}_{\text{нит. жорст.}}$, $\bar{R}_{\text{нит. міцн.}}$, \bar{R}_γ – відносні групові критерії ефективності, відповідно, питомої жорсткості за модулем пружності E , питомої міцності за границею міцності за розтягу σ_e і за густиною матеріалів γ ; β – рівні коефіцієнти значущості відносних групових критеріїв ($\beta = 0,33$).

Прийнявши $E_{\text{спеч.}} = E_{\text{баз.}} = 110$ ГПа, $\gamma_{\text{спеч.}} = 4,6$ г/см³, $\gamma_{\text{баз.}} = 4,5$ г/см³, $\sigma_{\text{спеч.}} = 1200$ МПа, $\sigma_{\text{баз.}} = 500$ МПа, відповідно до усереднених відповідних даних таблиці 2.6, отримаємо приблизне значення відносного комплексного критерію ефективності «Вагова віддача» [77], яке дорівнює $\bar{R}_{\text{ваг. від.}} = (0,323 + 0,776 + 2,17 \cdot 0,33) = 1,18 > 1$

Розглянемо можливості оцінювання відносного комплексного показника ефективності «Показники якості». У відкоригованій в [152] номенклатурі групових показників якості міститься 8 найменувань: призначення, економічного використання сировини, ергономічні, естетичні, транспортбельності, патент-

но-правові, екологічні та безпеки. Чисельні дані за всіма цими критеріями, мабуть, відсутні.

З наведеного вище переліку групових критеріїв, мабуть, можна прийняти рівнозначними для спечених і традиційних титанових сплавів всі, крім критеріїв «Економічного використання сировини» і «Патентно-правові показники». Що стосується першого з цих двох, то він, мабуть, прямо корелює з критерієм номенклатури групових показників технологічності «Коефіцієнт використання матеріалу КВМ», а також «Вартість матеріалу» в групових показниках вартості.

Що стосується групових критеріїв, що входять в комплексний критерій «Граничні стани» як спечених порошкових, так і ливарних і деформовних титанових сплавів, то відомості щодо їх чисельних значень, як показав проведений вище аналіз, надто нечисленні і не повні.

У таблиці 2.8 зібрані ці дані для 11 спечених порошкових, а в таблиці 2.9 - для традиційних титанових сплавів. Як вже відзначалося вище, порівнювані властивості істотно відрізняються між собою в залежності від технології отримання матеріалу та його складу. В цілому ж за наявними в таблицях 2.8 і 2.9 даними важко оцінити ефективність заміни традиційних сплавів порошковими. В [158] відзначається, що в цілому рівень властивостей спечених порошкових матеріалів, в тому числі втомних і характеристик пластичності, не нижче, ніж у матеріалів, виготовлених традиційними технологіями, це ж відзначається і в роботі [60].

Порівнюючи границі міцності ливарних і порошкових матеріалів за таблицями 2.6-2.7, можна констатувати, що спечені порошкові матеріали не поступаються традиційним титановим сплавам і за цього групового критерію ефективності.

Таким чином, в розвиток концептуального підходу до критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій, одержаних методами порошкової металургії, реалізований раніше запропонований метод обмеження повноти наявного обсягу властивостей стосовно до порошкових матеріалів на основі титанових сплавів.

Таблиця 2.8 – Міцнісні та деформаційні властивості спечених титанових сплавів

№ за/п	Марка сплаву	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , %
1	2М2А	≥ 700	–	6...13,5
2	Ti-6Al-4V, ПЛ	880	830	3
3	TiH ₂ -6Al-4V, ДЕТ	970	920	< 1
4	TiH ₂ -6Al-4V, ПЛ	970	850	12,5
5	TiH ₂ -8Mn, ПЛ	990	910	7,4
6	Ti-10V-2Fe-3Al	1033	939...944	12,0
7	Ti-5Al-5V-5Mo-3C	1110	1025...1029	6,0...10,9
8	BT-9	1220	–	9
9	BT-18	1270	–	10
10	BT-6	1100	–	14
11	BT-25	1290	–	8
	середнє	1050	913	8,6

Таблиця 2.9 – Міцнісні та деформаційні властивості ливарних і деформовних титанових сплавів

№ за/п	Марка сплаву	γ , г/см ³	σ_s , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , %	σ_R , МПа	E , ГПа	KCU (a_n)
1	BT5Л (ЛИТВО)	4,41	780	–	6	–	–	–
2	OT4-1	4,55	600...750	370...570	15...30	–	110	4,5
3	BT1-00 (ПТ-1М)	4,5	300...450	270	20...25	–	110	12
4	BT1-0, ПТ-1М	–	400...550	386	20...30	–	110	6...10
5	ПТ-7М	–	471...667	392...588	20...30	255	–	8...12
6	BT6C	4,45	850...1000	820	8...13	300...500	115...120	4...5
7	BT 6	4,43	1000...1150	900...1000	6...10	430	125	3...5
8	BT 16	4,68	830...1200	820	10...14	440	107	–
9	BT 3-1	4,5	1000...1200	–	6...10	–	80...115	–
10	BT 22	4,62	1100...1150	1050...1150	10...16	–	110	3,5...6
11	T 110	–	1100	1083	15...21	–	–	3,5...4,8
	середнє		865...1000	640	13...18	380	110	6,5

Запропонований метод стосовно до спечених титанових сплавів дозволяє послідовно в міру накопичення даних про властивості порошкових сплавів-замінників розширювати до потрібного ступеню повноти й достовірності область ефективного впровадження спечених порошкових титанових сплавів, охоплюючи необхідну номенклатуру деталей як за окремими найважливішими комплексними критеріями для тих чи інших умов експлуатації літака, так і поступового наближення в прогнозах до інтегрального критерію багаторівневої критеріальної оцінки.

Проаналізовані вище дані в межах запропонованого методу послідовного розширення повноти критеріальної оцінки використання спечених порошкових матеріалів на основі алюмінію та титану дозволяють констатувати ефективність заміни ними традиційних металевих сплавів.

Висновки по розділу 2

1. Розроблено наукові основи загальної методології оцінки ефективності методів порошкової металургії стосовно до їх використання в агрегатах цивільних літаків, що включають запропонований і реалізований концептуальний підхід до критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаційних конструкцій, формованих методами порошкової металургії; класифікацію експлуатаційних властивостей конструкційних матеріалів, згрупованих у вигляді критеріїв одиничного, групового та комплексного рівнів, об'єднаних в інтегральний критерій, що зумовлює кількісну оцінку ступеня ефективності застосування того чи іншого методу порошкової металургії для формування деталей авіаконструкцій конкретного призначення замість традиційних способів їх виготовлення; блок-схему ієрархічної структури критеріїв, відповідну правилу ділення обсягу понять теорії класифікацій.

2. Запропонований метод послідовного розширення повноти критеріальної оцінки ефективності використання спечених порошкових матеріалів в деталях агрегатів авіаконструкцій реалізовано для спечених порошкових

матеріалів на основі алюмінієвих і титанових сплавів. Цей метод як складова частина загальної наукової концепції дозволяє послідовно, в міру накопичення даних про властивості порошкових сплавів-замінників, розширювати до потрібного ступеню повноти й достовірності область ефективного впровадження спечених порошкових алюмінієвих і титанових сплавів, охоплюючи необхідну номенклатуру деталей як за окремими найбільш важливими комплексними критеріями для тих чи інших умов експлуатації, так і одержувати поступово наближення в прогнозах до інтегрального критерію багаторівневої критеріальної оцінки.

3. Реалізація запропонованого підходу і методу послідовного розширення повноти критеріальної оцінки методів порошкової металургії у виробництві вітчизняних цивільних літаків дозволить підвищити їх конкурентоспроможність на світовому ринку продажів і послуг.

На закінчення відзначимо, що отримані в розділі результати опубліковані в наших роботах і доповідалися на представницьких конференціях вчених і фахівців [152, 155, 156].

РОЗДІЛ 3

КРИТЕРІАЛЬНІ ОЦІНКИ ПЕРСПЕКТИВНОСТІ РОЗШИРЕНОГО ЗАСТОСУВАННЯ В ВУЗЛАХ І ДЕТАЛЯХ ПЛАНЕРА ЛІТАКА СПЕЧЕНИХ ТРИБОТЕХНІЧНИХ МАТЕРІАЛІВ

3.1 Перспективи заміни антифрикційних матеріалів спеченими порошками в вузлах тертя літаків

3.1.1 Загальна характеристика матеріалів триботехнічного призначення

Однією з причин виходу з ладу деталей і агрегатів є знос. Близько 75 % випадків виходу з ладу вузлів обумовлено зносом саме пар тертя. Якщо врахувати, що, наприклад, система управління літаком, шасі, гідросистема тощо - це системи, що працюють внаслідок переміщення їх елементів, то стає зрозумілим важливість забезпечення їх надійного функціонування [16, 66, 73].

Підвищений знос деталей у вузлі тертя в одних випадках порушує герметичність робочого простору, в других - нормальний режим мащення, в третіх - призводить до втрати кінематичної точності механізму, що погіршує управління літальним апаратом і знижує безпеку польоту. Знос і пошкодження поверхонь знижують опір втоми деталей і можуть бути причиною їх руйнування навіть за незначних концентраторів напружень і занадто низьких номінальних навантажень. Підвищений знос порушує нормальну взаємодію деталей у вузлах, може викликати значні додаткові навантаження, удари в з'єднаннях і вібрації, стати причиною раптових руйнувань. Затинання і заклинювання деталей може привести до аварійної ситуації. У зв'язку з цим матеріали для роботи в умовах тертя відносяться до найважливіших не тільки в літако- і ракетобудуванні, а й взагалі в машинобудуванні [16, 66, 73].

Умови роботи вузлів тертя відрізняються величезною різноманітністю за швидкостями ковзання, навантаженнями, складом навколишнього середовища та іншим параметрами. Різноманітні й вимоги до властивостей матеріалів, з

яких виготовлені деталі триботехнічного¹⁾ призначення - низькі і високі значення ко-коефіцієнту тертя, допустимі значення темпу зносу, висока корозійна стійкість, достатня жароміцність тощо. Причому в більшості випадків потрібний такий комплекс властивостей, який не є притаманним будь-якому металу або неметалу окремо. Ця проблема була вирішена за рахунок створення композиційних матеріалів, у яких окремі фази виконують задані специфічні функції. При цьому тільки універсальність методів порошкової металургії дозволяє створювати складні композити з сукупністю властивостей, необхідних для конкретних умов роботи вузла тертя [168].

Матеріали триботехнічного призначення умовно поділяють на антифрикційні й фрикційні, задача яких полягає в перетворенні механічної енергії в теплову, проте в першому випадку це перетворення має бути мінімальним, а в другому - максимальним [66]. Антифрикційні й фрикційні матеріали являють собою матеріали одного класу, що призначені для роботи в умовах тертя. Чітку межу між ними встановити неможливо. Умовно матеріали, у яких значення коефіцієнта тертя при роботі без змашування в парі з чавуном або зі сталлю перевищують 0,20...0,25 і при роботі з мастилом - 0,05, відносяться до категорії фрикційних. Матеріали з більш низькими значеннями коефіцієнта тертя вважаються антифрикційними.

¹⁾Трибологія (трибоніка) - наука про тертя, знос і мащення та взаємодію контактуючих поверхонь при їх взаємному переміщенні. Термін введений в 1961 році в доповіді ряду організацій в Британському департаменті освіти і науки [166].

Триботехніка - прикладний розділ трибології, який охоплює кінцеву стадію процесу створення трибосполучень (вузлів, деталей і елементів пар тертя) з урахуванням досягнень трибоаналізу, трибоматеріалознавства і триботехнології [166].

Триботехнічні властивості - сукупність властивостей, які характеризують матеріали тертя (антифрикційні й фрикційні). До триботехнічних властивостей відносять як не функціональні властивості, наприклад, жароміцність, міцність, твердість, термостійкість, так і функціональні властивості: зносостійкість, коефіцієнт зовнішнього тертя, припрацьовуваність [107].

Триботехнічне матеріалознавство - розділ трибології, який вивчає поведінку матеріалів під час тертя (зміну структурно-фазових особливостей поверхневих шарів тертя металів, сплавів, полімерів та інших під впливом сили тертя, швидкості, температури тертя, навколишнього середовища та інших похідних від них факторів) з урахуванням закономірностей тертя та зносу. Триботехнічне матеріалознавство розробляє принципи створення триботехнічних матеріалів з високим ступенем надійності в експлуатації [166].

Недосконалість такої ознаки поділу ускладнюється ще й тим, що значення коефіцієнта тертя відносяться завжди до двох матеріалів, що становлять пару тертя [169].

Більш конкретно класифікувати матеріали тертя можна за їх призначенням: матеріали, які використовуються в гальмівних і передавальних пристроях, запобіжних муфтах, відносяться до фрикційних; матеріали, що використовуються в підшипниках, втулках, в яких бажаний мінімум витрат роботи на тертя - до антифрикційних. Ця класифікація зберігається в зв'язку з її практичною зручністю [82].

З метою подальшого аналізу критеріїв ефективності антифрикційних матеріалів розглянемо їх загальну характеристику. Роботи зі створення і промислового використання порошкових антифрикційних матеріалів для деталей вузлів тертя почалися в 30-х роках минулого століття. Спочатку порошкові антифрикційні матеріали розглядалися лише як замітники таких традиційних підшипникових матеріалів як бабіти¹⁾ і бронзи²⁾. Однак швидкий розвиток машинобудування і транспорту висунув задачу створення нових антифрикційних матеріалів для все більш складних умов експлуатації.

Так, найважливішою проблемою авіації і автомобілебудування є створення антифрикційних матеріалів, здатних працювати без змащування, так як відмова від нього істотно спрощує конструкцію машин, полегшує їх обслуговування і підвищує надійність роботи. Для хімічної, атомної та інших галузей промисловості необхідні антифрикційні матеріали, здатні працювати в таких агресивних середовищах як кислоти, луки, газу. Нові антифрикційні матеріали, здатні працювати в умовах глибокого вакууму, а також за температур, близьких до абсолютного нуля, необхідні для ракетної та криогенної техніки [112].

Як було вище зазначено, основною вимогою до всіх антифрикційних

¹⁾ Бабіти - сплави на основі олова і (або) свинцю з додаванням алюмінію, вісмуту, магнію, міді, миш'яку, нікелю, срібла, сурми, цинку та ін. [107].

²⁾ Бронзи - сплави міді з алюмінієм, берилієм, залізом, кремнієм, марганцем, миш'яком, нікелем, оловом, свинцем, сурмою, фосфором, цинком. Сплави міді з цинком, в яких цинк не є основний легуючою добавкою.

матеріалів є наявність мінімального коефіцієнта тертя і висока зносостійкість. Ці властивості визначають мінімальні втрати енергії в вузлах тертя і максимальний термін їх служби. Поряд з цим до кожного матеріалу для конкретних умов його експлуатації пред'являються додаткові вимоги: жаростійкість для роботи за підвищених температур, висока корозійна стійкість при роботі в агресивних середовищах тощо [107]. Першими порошковими антифрикційними матеріалами були пористе залізо, пористий залізграфіт, пориста бронза і бронзографіт. Ці матеріали і в теперішній час успішно конкурують з литими антифрикційними матеріалами типу бронз і бабітів [107]. У сучасному машинобудуванні застосовується більш десяти різних груп антифрикційних матеріалів, в яких налічується понад 100 марок литих металевих сплавів, призначених для виготовлення підшипників ковзання. Однак жоден з цих матеріалів не відповідає так повно вимогам, що пред'являються до антифрикційних сплавів, як порошкові пористі підшипникові матеріали.

Коефіцієнт тертя порошкових підшипників нижче, ніж у деяких бабітових сплавів, а знос в 7-8 разів менше; при цьому вони майже не зношують шийки вала. Час пропрацювання пористих підшипників приблизно такий самий, як і бабітового сплаву. Пористі підшипники можуть працювати в парі із загартованими і незагартованими валами, їх можна обробляти в розмір калібруванням в прес-формах або обточуванням на токарних верстатах і механічним розгортанням [112].

3.1.2 Класифікація видів складів антифрикційних матеріалів. Блок-схема формування їх основних класифікаційних характеристик

Аналіз порівняно численних джерел інформації, узагальнених в наших монографіях [16, 66, 73], дозволив синтезувати класифікаційну схему основних видів складів антифрикційних матеріалів (рис. 3.1) [165]. Схема включає два основних підкласи антифрикційних матеріалів, що становлять клас триботехнічних: ливарні сплави і спечені матеріали.

Перший підклас «Ливарні сплави» становлять дві групи: сплави на ос-

нові заліза і сплави з кольорових металів, в кожному з яких входять підгрупи, що відрізняються значеннями експлуатаційних характеристик, які реалізуються у відповідних умовах експлуатації пар тертя.

Другий підклас «Спечені матеріали» включає п'ять груп матеріалів порошкової металургії:

- матеріали на основі заліза;
- матеріали на основі міді;
- матеріали на основі нікелю і кобальту;
- матеріали на основі алюмінію та інших легких металів;
- композиційні матеріали,

і відповідні їм підгрупи, що відрізняються значеннями експлуатаційних властивостей, які зумовлюють оптимальні умови експлуатації для тих чи інших пар тертя.

Подальший поглиблений аналіз джерел інформації [16, 66, 73, 82, 107, 112, 166, 168, 169, 170-173] і ряду інших, зазначених нижче, дозволив синтезувати блок-схему формування основних експлуатаційних характеристик всього підкласу антифрикційних матеріалів (рис. 3.2).

Блок-схема включає в себе основні функціональні триботехнічні (антифрикційні) властивості, що становлять три групових характеристики, і додаткові функціональні властивості, що забезпечують регламентовані експлуатаційні режими роботи відповідних пар тертя, в які входять чотири групові характеристики, а також 12 комплексних властивостей, що визначають відповідні одиничні і (або) групові властивості матеріалів пар тертя¹⁾.

Як впливає із синтезованої блок-схеми, всі експлуатаційні характеристики взаємопов'язані між собою або безпосередньо, або опосередковано через групові. Так, функціональні триботехнічні властивості зв'язані за допомогою низького коефіцієнта тертя, високої несучої здатності пари тертя, високої зносостійкості та властивостей, що забезпечують відсутність затинання і схоплювання зі сполученими деталями.

¹⁾ У джерелі [107] ці характеристики названі мало виправдано «нефункціональними». Видається прийнятним термін «супутні».

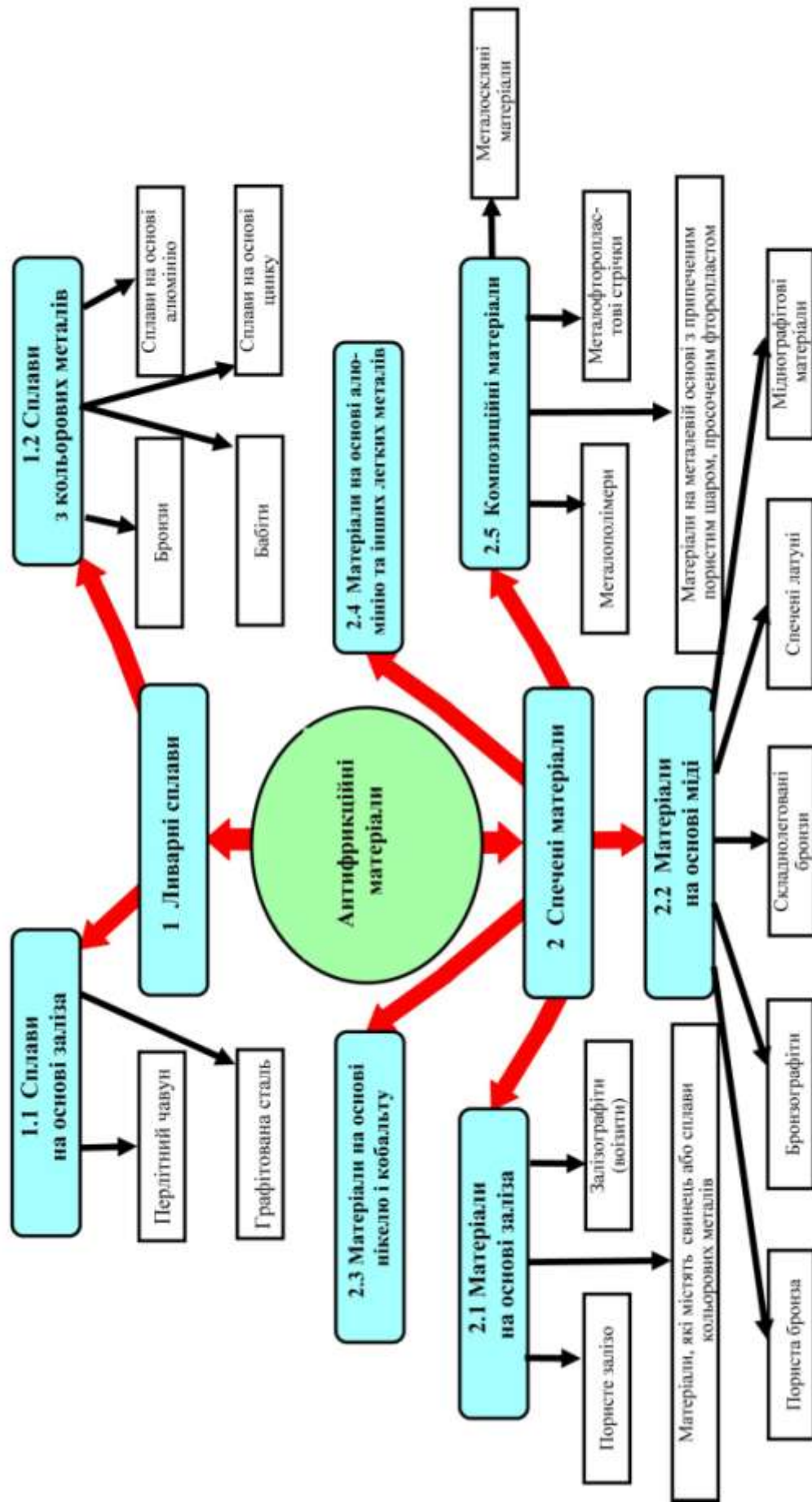


Рисунок 3.1 – Класифікаційна схема основних видів складів антифрикційних матеріалів

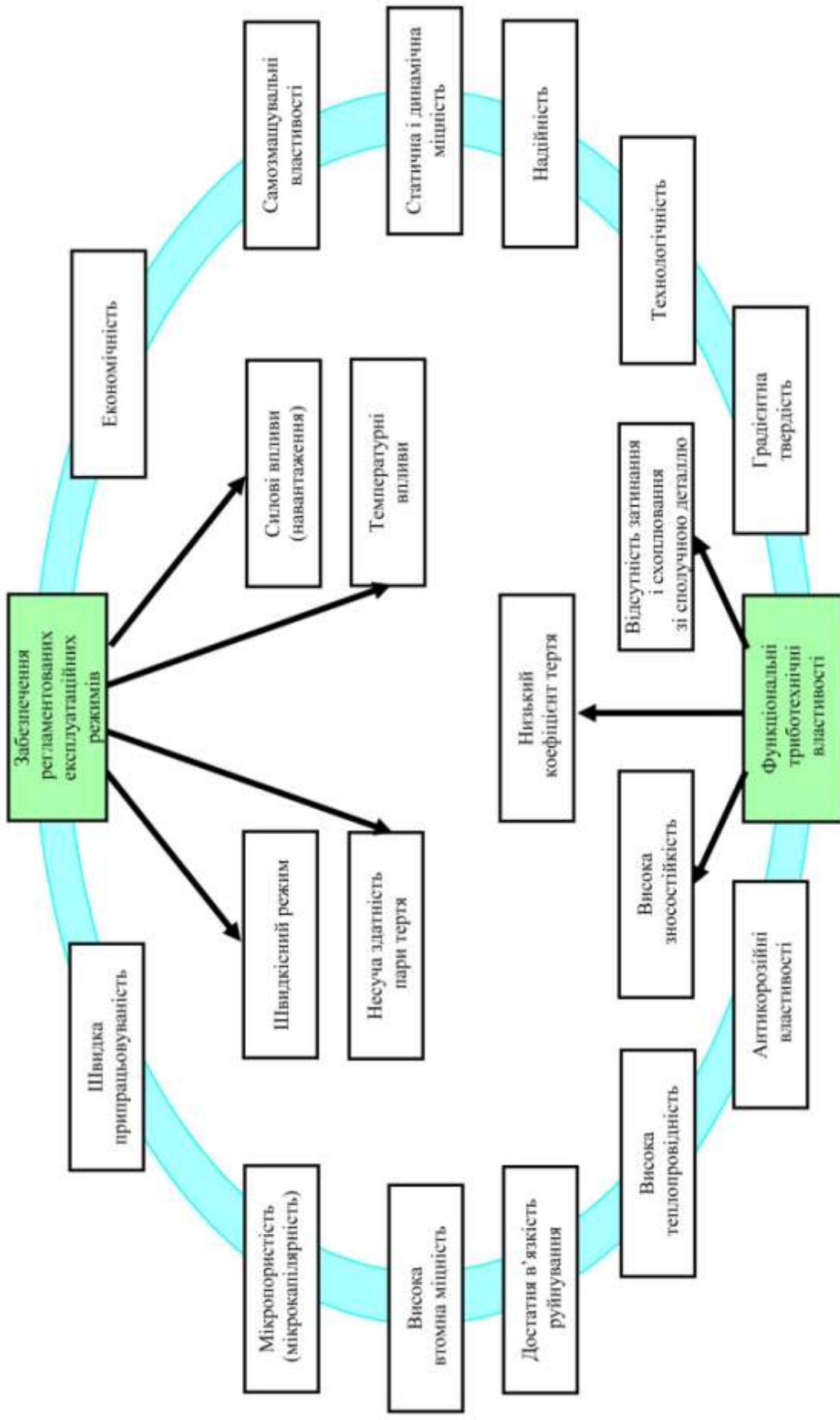


Рисунок 3.2 – Блок-схема формування основних експлуатаційних характеристик антифрикційних матеріалів

Встановленню цих зв'язків як теоретичним (аналітичним), так і експериментальним шляхом (або експериментально-теоретичним) присвячені численні фундаментальні й прикладні дослідження ряду вчених і наукових колективів, інтегровані в наукові основи триботехніки.

Таким чином, триботехнічні матеріали як фрикційного, так і антифрикційного підкласів всіх основних складів, представлені в класифікаційній схемі рис. 3.1, досить глибоко досліджені в аспекті формування їх основних експлуатаційних характеристик, систематизованих нами в блок-схемі рис. 3.2, і ці дослідження інтенсивно продовжуються.

У той же час проблема системного синтезу критеріїв ефективності заміни антифрикційних матеріалів знаходиться на початкових стадіях її рішення [11, 52]. Тому представляється виправданим спочатку дати короткий аналіз стану формування експлуатаційних властивостей основних видів їх складів (рис. 3.1), а потім на базі цього аналізу реалізувати концептуальний підхід до оцінки ефективності заміни тих чи інших складів антифрикційних матеріалів.

У підкласі «Ливарні сплави» найбільш широко в літакобудуванні застосовуються сплави з кольорових металів: бронзи марок БрОФ7-0,2, БрАЖМц10-3-1,5, БрАЖН10-4-4, БрБ2, БрБ2,5; латуні марок Л-63; ЛС-59-1 (ЛЦ40С) [66, 74]. Коефіцієнти сухого тертя сплавів з кольорових металів $f_{тер\ сух.} = 0,2...0,39$, а з мастилом $f_{тер\ маст.} = 0,12...0,13$. Як ливарні антифрикційні сплави на основі заліза застосовують перлітні чавуни, що мають коефіцієнт сухого тертя $f_{тер\ сух.} = 0,3...0,5$ і тертя з мастилом $f_{тер\ маст.} = 0,17...0,27$ [174], та графітовану сталь, що має коефіцієнт тертя того ж порядку, як і перлітні чавуни.

Як зазначено в [66], коефіцієнт тертя антифрикційних матеріалів становить 0,001...0,05 за наявності мастила і 0,004...0,5 при його відсутності.

Поняття «антифрикційність» включає такий комплекс властивостей:

- хороша початкова припрацьовуваність в роботі, тобто час, необхідний для зниження коефіцієнта тертя між підшипником і валом до заданої величини, має бути мінімальним;

- високі триботехнічні властивості (зносостійкість, коефіцієнт тертя);

- здатність витримувати навантаження, швидкість і температуру без руйнування та зміни форми і якості;
- здатність утворювати самозмащувальні або такі, що легко притираються, продукти стирання колоїдного характеру (плівку), які можуть зберегти шийку вала від зносу навіть при утрудненому змащуванні;
- менша твердість, ніж у шийки вала, причому твердість має знижуватися якомога менше з нагріванням;
- висока теплопровідність для хорошого відведення тепла тертя;
- достатня витривалість або опір втоми;
- хороші технологічні властивості;
- мікропористість або мікрокапілярність, що сприяють утриманню мастила;
- хороші антикорозійні властивості;
- достатні статична і динамічна міцність за підвищених температур [82, 175].

Антифрикційних матеріалів, що задовольняють всім цим вимогам, не існує. Кожен з матеріалів антифрикційний за певних режимів тертя. Про антифрикційність будь-якого матеріалу судять по його коефіцієнту тертя зі сполученою деталлю при граничному змащенні або іншому режимі тертя за інших рівних умов, обсягу пошкоджень поверхонь тертя, температурі цих поверхонь і ймовірності затинання або налипання матеріалів тощо [8, 172].

Вказаний вище комплекс властивостей є суттєвою складовою блок-схеми рис. 3.2. Діапазони зміни коефіцієнтів тертя антифрикційних матеріалів, мабуть, можна розглядати як обмежувальні $f_{тер\ сух.}$ і $f_{тер\ маст.}$ за максимальними значеннями для ливарних сплавів, а менші показники відносити до матеріалів, що становлять групи підкласу спечених матеріалів класифікаційної схеми рис. 3.1.

Для визначеності в подальшому підході до критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій при формуванні їх відносних значень в безрозмірному вираженні [152] як базовий антифрикційний матеріал прийнята бронза БрАЖМц10-3-1,5 у вигляді

пресованих прутків з коефіцієнтом тертя з мастилом $f_{тер\ маст.} = 0,12$ і без змащування $f_{тер\ сух.} = 0,2^1$.

Хімічний склад бронзи приведений в таблиці 3.1, механічні та фізичні властивості представлені в таблиці 3.2. Таблиця 3.2 містить тільки деякі з експлуатаційних характеристик цього базового матеріалу.

Таблиця 3.1 – Хімічний склад бронзи БрАЖМц10-3-1,5 в мас. %

Cu	Al	Fe	Mn	As	Sb	Sn	Si	Pb	P	Zn	Ni	Сума домішок
				Не більше								
Основа	9,0... 11,0	2,0... 4,0	1,0... 2,0	0,01	0,002	0,1	0,1	0,03	0,01	0,5	0,5	0,75

Таблиця 3.2 – Механічні та фізичні характеристики бронзи БрАЖМц10-3-1,5

№ за/п	Найменування властивості	Значення
1	Границя міцності за розтягу σ_e , МПа	650
2	Границя втоми на базі $5 \cdot 10^7$ циклів σ_{-1} , МПа	250
3	Модуль пружності E , ГПа	105
4	Умовна границя текучості за розтягу $\sigma_{0,2}$, МПа	350
5	Відносне видовження δ_{10} , %	10
6	Твердість за Брінелем HB , МПа	1600
7	Густина γ , кг/см ³	7,5
8	Коефіцієнт теплопровідності λ , Вт/м·град	58,6
9	ТКЛР α , 1/град	$16 \cdot 10^{-6}$
10	Питомий електричний опір ρ , Ом/м	$19,0 \cdot 10^6$
11	Корозійна стійкість	Висока в атмосферних умовах, прісній і морський воді
12	Питома теплоємність c , кДж/кг·град	0,377

¹⁾ Вибір базового матеріалу не є принциповим, але передбачає відносну близькість його експлуатаційних характеристик до середньостатистичних значень підкласу обраного ливарного матеріалу

Специфічною особливістю антифрикційних матеріалів є взаємозалежність їх триботехнічних властивостей як від матеріалу контртіла пари тертя, так і від режиму експлуатації (рис. 3.2), а також їх групових властивостей у всіх видів складів (рис. 3.1). Як приклад в таблиці 3.3 приведені коефіцієнти тертя спечених порошкових бронз при різних режимах роботи, а в таблиці 3.4 - властивості сульфیدованого заліза і залізографіту в залежності від кількості графіту і типу структури.

Таблиця 3.3 – Коефіцієнт тертя бронз при різних режимах роботи [171]

Марка бронзи	Швидкість ковзання, м/с		
	1	2	3
Навантаження 1,8 МПа			
БрО10	0,13	0,09	-
БрОЦ10-2	0,07	0,06	0,05
БрОЦ10-2 (відпалений порошок)	0,04	0,04	0,04
БрО10 (суміш порошків електролітичної міді та розпиленого олова)	0,02	0,02	0,02
Навантаження 6,0 МПа*			
БрОЦ10-2 (відпалений порошок)	0,09	0,08	0,08

* При навантаженні 6,0 МПа відбувалося схоплювання поверхонь тертя зразків з розпиленних порошків і олов'янистоцинкової (невідпаленої) бронзи, а також із суміші порошків.

Таблиця 3.4 – Властивості сульфیدованого заліза та залізографіту в залежності від кількості графіту і типу структури [170]

Вихідний матеріал, %		Структура*	Спечений матеріал, %		П, %	НВ, МПа	$P_{схон}$ при $v=0,45$ м/с МПа	Знос при $v = 0,9$ м/с і $P = 4,9$ МПа		$f_{тер}$	$\tau_{пр}$, хв
С	ZnS		S	$C_{заг}$				ролика, мг	вкладиша, мкм		
0	4	Ф	1,2	0,5	16,1	748,5	2,35	схопл.	схопл.	0,01	10
1	4	ПФ	1	1	18,1	466	6,28	1,3	4	0,01	10
3	4	ПФ	1,1	2,2	14,6	612	5,10	1,5	8	0,007	20
5	4	ПФ	1,1	3,7	21,9	325	2,94	1,2	12	0,015	25
0	4	ПФ	0,9	0,8	15,5	1118	1,57	1,4	14	0,02	40
1	4	П	1	1,35	18,7	932	5,10	1,4	9	0,01	90
3	4	П	1	2,7	13,5	1050	8,83	3,2	5	0,007	140
5	4	П	1	4,15	19,0	833	2,94	1,8	6	0,015	130

* Ф – ферит; П – перліт; ПФ – перліто-ферит.

Приклади взаємозалежності експлуатаційних характеристик можна було б продовжити.

Приступимо до реалізації концептуального підходу до критеріальної оцінки ефективності раціональної заміни різних складів антифрикційних матеріалів, викладеного в нашій роботі [152], стосовно до деталей, що виготовляються методами порошкової металургії.

3.1.3 Критеріальні оцінки перспективності заміни антифрикційних матеріалів

Запропонована в роботі [152] блок-схема критеріїв в значній мірі може бути збережена і для матеріалів антифрикційного призначення як в плані градації критеріїв на одиничні, групові, комплексні та інтегральний, так і в аспекті функціональної аналогії комплексних критеріїв. Це підтверджується їх порівнянням шляхом зіставлення вхідних до блок-схеми рис. 3.1 роботи [152] з блок-схемою рис. 3.2, приведеною вище.

Комплексні критерії роботи [152], такі як надійність, економічність, технологічність, збігаються повністю з приведеними на рис. 3.2 експлуатаційними характеристиками. Ряд експлуатаційних властивостей (статична і динамічна міцність, твердість, несуча здатність, зносостійкість, втомна міцність, в'язкість руйнування) є складовими комплексного критерію «Граничні стани». Експлуатаційні характеристики рис. 3.2 «Функціональні триботехнічні властивості», «Характеристики забезпечення регламентованих експлуатаційних режимів» з вхідними до них складовими є окремими показниками комплексного критерію роботи [152] «Нормоване середовище експлуатації».

В практиці аналізу тих чи інших триботехнічних матеріалів широко використовують окремий критерій несучої здатності пари тертя $p\nu \leq [p\nu]$, де p - питома навантаження, ν - швидкість ковзання, $[p\nu]$ - допустиме значення несучої здатності пари тертя.

Комплексний критерій роботи [152] «Показники якості» відображає експлуатаційні характеристики блок-схеми рис. 3.2 «Самозмащувальні властивос-

ті», «Антикорозійні властивості», «Висока теплопровідність», «Мікропористість», «Швидка припрацьовуваність». Комплексний критерій «Призначений ресурс», як і в схемі рис. 3.1 роботи [152], передбачає інтеграцію (включення в себе) критеріїв «Граничні стани», «Надійність» і «Нормоване середовище експлуатації». Критерій «Вагова віддача» рис. 3.1 [152] чітко не виражений в блок-схемі рис. 3.2, проте за необхідністю може бути врахований своїми складовими в процесі чисельного формування інтегрального критерію ефективності раціональної заміни матеріалів.

Сам метод концептуального підходу до критеріальної оцінкою ефективності [152] стосовно до антифрикційних матеріалів повністю зберігає силу, а саме реалізується обчисленням відносного інтегрального критерію.

За аналогією з [152] інтегральний відносний критерій антифрикційного матеріалу-замінника \bar{K}_{int} визначається залежністю

$$\bar{K}_{int} = \sum_{i=1}^n \alpha_i \bar{R}_{компл i}(\bar{K}_i) > 1, \quad (3.1)$$

де $\bar{R}_{компл i}(\bar{K}_i)$ – i -й комплексний критерій антифрикційного матеріалу-замінника $R_{афi}$, віднесений до аналогічного критерію базового матеріалу $R_{афбаз i}$:

$$\bar{R}_{компл i}(\bar{K}_i) = \frac{R_{афi}}{R_{афбаз i}}, \quad (3.2)$$

α_i - коефіцієнт значущості відповідних комплексних критеріїв рис. 3.2, який визначається експертним шляхом, що реалізується особою, яка приймає рішення (ОПР) [149, 150, 175].

Вхідні в (3.1) відносні комплексні критерії $\bar{R}_{компл i}(\bar{K}_i)$ включають в себе як складові відповідні групові

$$\bar{K}_{компл} = \sum_{i=1}^m \beta_i \bar{R}_{гр i} \quad (3.3)$$

де $\sum_{i=1}^m \beta_i = 1$, β_i – коефіцієнти значущості відповідних критеріїв $\bar{K}_{гр i}$, які призначаються ОПР на базі експертних оцінок.

У свою чергу \bar{K}_{zpi} включають в себе одиничні \bar{K}_{odi}

$$\bar{K}_{zpi} = \sum_{i=1}^r \gamma_i \bar{K}_{odi} \quad (3.4)$$

де $\sum_{i=1}^r \gamma_i = 1$, γ_i – коефіцієнти значущості відповідного критерію \bar{K}_{odi} .

У разі, якщо за своїм характером вхідні в заміний матеріал складові комплексного критерію при своєму зниженні забезпечують підвищення ефективності (зростання) комплексного критерію, то відносний комплексний критерій такої заміни має відобразитися зворотною по відношенню до (3.1) залежністю.

Так, комплексний критерій вартості K_e зумовлює ефективність заміни базового матеріалу на інший, якщо сума вхідних до нього групових критеріїв базового матеріалу R_i нижче, ніж її значення у замінного матеріалу, тобто має місце зворотна (3.1) залежність

$$\bar{R}_i(K_e) = \frac{R_{af\ \bar{b}az\ i}}{R_{afi}} \geq 1 \quad (3.5)$$

Як показано в нашій роботі [155], внаслідок відсутності достатньої кількості даних щодо експлуатаційних характеристик як базового, так і антифрикційного матеріалу-замінника, а також практичної необхідності обліку надмірно великої їх кількості, представляється ефективною обмежена повнота наявного обсягу властивостей антифрикційних матеріалів з подальшим її розширенням у міру накопичення даних, а також в залежності від цілей їх заміни.

Аналіз найбільш значущих цілей заміщення базових антифрикційних матеріалів дозволив виділити таке:

- збільшення ресурсу та надійності антифрикційних пар тертя авіаконструкцій шляхом підвищення функціональних триботехнічних експлуатаційних характеристик матеріалів;

- зниження вартості антифрикційних матеріалів;

- зниження виробничих витрат на виготовлення антифрикційних деталей пар тертя;

- імпортозаміщення антифрикційних матеріалів;
- підвищення виробничої безпеки життєдіяльності, охорони праці, виконання екологічних вимог до культури виробництва.

На закінчення нижче в таблицях 3.5-3.8 представлені деякі фактори, які впливають на властивості антифрикційних матеріалів.

Таблиця 3.5 – Вплив вмісту графіту на властивості антифрикційних спечених матеріалів на основі заліза [70]

Вміст графіту, %	П, %	HB, МПа	σ_{θ} , МПа	$\sigma_{с2}$, МПа	$\sigma_{см}$, МПа	a_k , Дж/см ²	p_{max} , МПа	v , м/с	pv , МПа·м/с
0,5...0,8	6...26	637...785	95...460	–	–	19...49	–	2	7,85
0,8...1,5	14...27	590...1820	180...590	177	490...785	9,8...29,4	3,9...4,9	2...3	7,85
1,5...2,3	15...35	540...1275	78...590	98...590	390...785	0,6...5,9	3,93	4	6,8...29,5
2,3...3,0	17...35	295...1420	69...275	216...440	490...687	2,0...9,8	2,9...9,8	4	2,45
5	16...19	785...960	226...255	356...456	–	6,9...8,9	14,7	4	1,96
7	18...25	245...736	147...186	196...319	490...590	1,47...5,9	6,87	4	1,96
10	21...23	412...569	84,3...147	142...231	–	–	–	–	–

Таблиця 3.6 – Вплив вмісту міді на властивості антифрикційних спечених матеріалів на основі заліза [170]

Вміст міді, %	П, %	HB, МПа	σ_{θ} , МПа	$\sigma_{см}$, МПа	δ , %	p_{max} , МПа	v , м/с	pv , МПа·м/с
2	20...30	589...883	216...265	–	6	93	–	1,6
2,5...3	13...18	490...1079	186...314	–	2...5	–	–	–
5	16...32	245...1275	74...383	863	0,55...3	93	0,5...3	–
7...7,5	16...22	579...1256	206...442	1118	0,08...0,45	–	–	–
10	25	589...1275	126...383	863	2,6	123	–	2
15	13...20	–	59	–	–	59	–	1,6
20	20	805...834	285...314	–	0,9...1	–	–	–
7...22	18	–	235	–	0,5	–	–	–
18...22	18	–	318	–	0,5	–	–	–
25	25	442	186	1226	–	284	–	–
40	16	–	98	–	0,5	–	–	1,6

Таблиця 3.7 – Експлуатаційні характеристики СВС-матеріалів на основі міді [176]

Хімічний склад матеріалу, %	$\sigma_{ст}$, МПа	Усадка за стиску, %	l , мкм/км	f	HB , МПа
Сплави на основі міді (бронзи)					
8Al – Cu	880±10	40	0,025	0,052	700±30
10Al – Cu	870±30	32	0,030	0,050	860±30
10Al – 8Ni – Cu	970±20	37	0,045	0,040	720±20
10Al – 8Ni – Cu	1090±10	28	0,040	0,050	780±30
10Al – 4Fe – 4Ni – Cu	860±30	18	0,030	0,050	650±20
10Al – 10Sn – 30Pb – Cu	680±20	30	0,060	0,030	440±20
9Al – 3Ti – 3Ni – 3Fe – Cu	890±20	24	0,040	0,056	680±23
Композиційні матеріали					
30Al ₂ O ₃ – (18Ti – Cu)	320±20	10	0,016	0,080	–
30TiC – (9Al – 3Ti – 3Ni – Cu)	375±20	12	0,020	0,072	–
20TiC – (10Al – 8Ni – Cu)	450±20	14	0,012	0,060	–

Таблиця 3.8 – Фізико-хімічні та триботехнічні характеристики міді і порошкових композиційних матеріалів на її основі [118]

Матеріал	Вміст добавки, %	П, %	HB , МПа	λ , Вт/(м·град)	f при v , м/с		l , мкм/км при v , м/с		T , °C при v , м/с	
					11	22	11	22	11	22
					Мідь	–	9	560	361	0,36
Мідь з мулітом	0,5	10,4	630	–	0,37	–	–	–	150	–
	1,0	10,7	560	–	0,37	–	0,2	–	170	–
	2,0	8,9	500	–	0,31	–	–	–	175	–
	4,0	9,5	500	–	0,29	0,29	0,4	0,2	160	–
	6,0	7,4	763	–	0,32	0,28	–	0,5	130	160
	10,0	7,8	849	–	0,36	0,27	0,3	0,5	175	160

Закінчення таблиці 3.8.

Матеріал	Вміст добавки, %	П, %	НВ, МПа	λ , Вт/(м·град)	f при v , м/с		l , мкм/км при v , м/с		T , °С при v , м/с	
					11	22	11	22	11	22
Мідь з ситалом	0,5	7,8	568	–	0,31	0,23	0,3	0,9	155	180
	1,0	7,5	568	–	0,30	0,27	–	1,6	175	240
	2,0	8,0	518	–	0,39	0,26	1,6	0,7	150	130
	4,0	7,1	570	–	0,40	0,38	0,2	0,7	160	270
	6,0	8,7	512	–	0,38	0,26	0,5	0,9	190	180
	10,0	8,8	564	–	0,35	0,42	0,5	0,5	115	225
Мідь з сіркою	0,15	10,0	568	355	0,41	–	–	–	200	–
	0,25	10,5	543	335	0,35	0,26	–	0,4	180	230
	0,50	9,7	555	347	0,35	0,24	0,5	0,7	200	200
	0,75	10,2	595	327	0,37	0,24	–	0,6	190	200
	1,0	10,3	496	323	0,39	0,24	0,8	0,2	190	220
Мідь з дисуль- фідом молібдену	1,25	10,0	624	320	0,44	0,27	–	0,9	180	220
	2,5	9,9	639	320	0,46	0,24	2,2	0,8	230	240
Мідь з графітом	3	4,5	490	–	0,55	0,60	55,3	КЗ*	220	–
	7	6,5	260	–	0,30	0,20	11,3	КЗ*	160	–
	10	7,6	209	320	0,13	0,10	3,8	4,1	70	70
Мідь з графітом (10 %) і сіркою	0,15	10,5	230	320	–	–	КЗ*	–	–	–
	0,25	9,3	296	321	0,10	0,09	1,4	1,9	70	70
	0,50	8,3	310	335	0,13	0,10	1,8	3,5	70	60
	0,75	9,6	310	327	0,13	0,10	1,8	4,3	60	80
	1,0	9,8	300	320	0,13	0,10	0,8	3,5	60	85
Мідь з графітом (10 %) і дисуль- фідом молібдену	1,25	9,8	240	320	0,15	0,12	2,4	4,6	60	70
	2,50	9,0	250	304	0,12	0,09	0,9	4,3	65	75

*КЗ – катастрофічний знос

3.2 Критеріальні оцінки ефективності заміни фрикційних матеріалів у вузлах тертя літаків

3.2.1 Загальна характеристика фрикційних матеріалів

Як зазначалося в п. 3.1 та публікації [165], однією з причин виходу з ладу деталей і агрегатів є знос: близько 75 % випадків виходу з ладу вузлів обумовлено зносом пар тертя. Відомо, що система управління літаком, шасі, гідросистема тощо - це системи, які працюють внаслідок переміщення їх елементів, що свідчить про важливість забезпечення їх надійного функціонування [16, 66, 73].

В роботі [165] проведено аналіз загальних експлуатаційних характеристик матеріалів триботехнічного призначення, що становлять їх антифрикційний підклас. Нижче аналогічний аналіз і критеріальна ефективність заміни матеріалів триботехнічного призначення для вузлів тертя літаків проведена для фрикційного підкласу матеріалів.

Фрикційні матеріали - матеріали тертя, призначені для роботи в вузлах, що передають або розсіюють кінетичну енергію (гальмах, муфтах та ін.). Застосування таких матеріалів засновано на їх високих значеннях коефіцієнта тертя і підвищеної зносостійкості. Фрикційні матеріали повинні володіти [66]:

- високою фрикційною теплостійкістю (властивістю зберігати стабільний коефіцієнт тертя і величину зносу в інтервалі робочих температур);
- опором схоплюванню та стиранню;
- швидкою припрацьовуваністю;
- опором тепловій втомі;
- достатньою механічною міцністю;
- корозійною стійкістю;
- плавністю і безшумністю зачеплення і ковзання.

Високі вимоги, що пред'являються до фрикційних матеріалів, можна задовольнити лише за рахунок створення складних композитів. Різноманітність вихідних матеріалів і технологічні можливості порошкової металургії дозволяють створити цілу гаму таких композитів. Застосування спечених фрикційних

матеріалів дозволяє підвищити довговічність, надійність і ефективність фрикційних вузлів, створювати їх нові конструкції з високими енергоємністю, зносостійкістю, теплостійкістю, а також високими і стабільними значеннями коефіцієнта тертя. Такі матеріали не тільки покращують технічні характеристики авіаційної і ракетно-космічної техніки, але й забезпечують її високу економічну ефективність за рахунок збільшення довговічності вузлів тертя і зниження експлуатаційних витрат. Крім того, у багатьох випадках від надійності роботи вузлів тертя літальних апаратів залежить безпека пасажирів та екіпажу [70, 168].

З метою подальшого аналізу критерію ефективності заміни фрикційних матеріалів розглянемо аналогічно роботі [165] загальну характеристику їх видів.

3.2.2 Класифікація основних видів складів фрикційних матеріалів

Аналіз численних джерел інформації, узагальнених в наших монографіях [16, 66, 73] та інших, дозволив синтезувати класифікаційну схему основних видів складів фрикційних матеріалів (рис. 3.3), яка включає чотири підкласи:

1. Ливарні сплави, що складаються з двох груп: фрикційні чавуни і сталі (як фрикційне контртіло).
2. Спечені порошкові матеріали, до яких включені три групи: матеріали на основі міді, заліза і кермети.
3. Матеріали на основі азбесту, складовими яких є групи: азбокаучукові матеріали і азбосмоляні матеріали.
4. Композиційні матеріали, що включають групи: вуглець-вуглецеві матеріали і композити з керамічної матрицею.

Проведемо більш детальну характеристику класифікаційних складових кожного підкласу фрикційних матеріалів.

Застосування фрикційних чавунів різних марок в якості одного з елементів пари тертя у фрикційних пристроях обумовлено їх низькою вартістю, простотою виготовлення деталей навіть складної форми, хорошою оброблюваністю, високою міцністю та задовільною зносостійкістю.

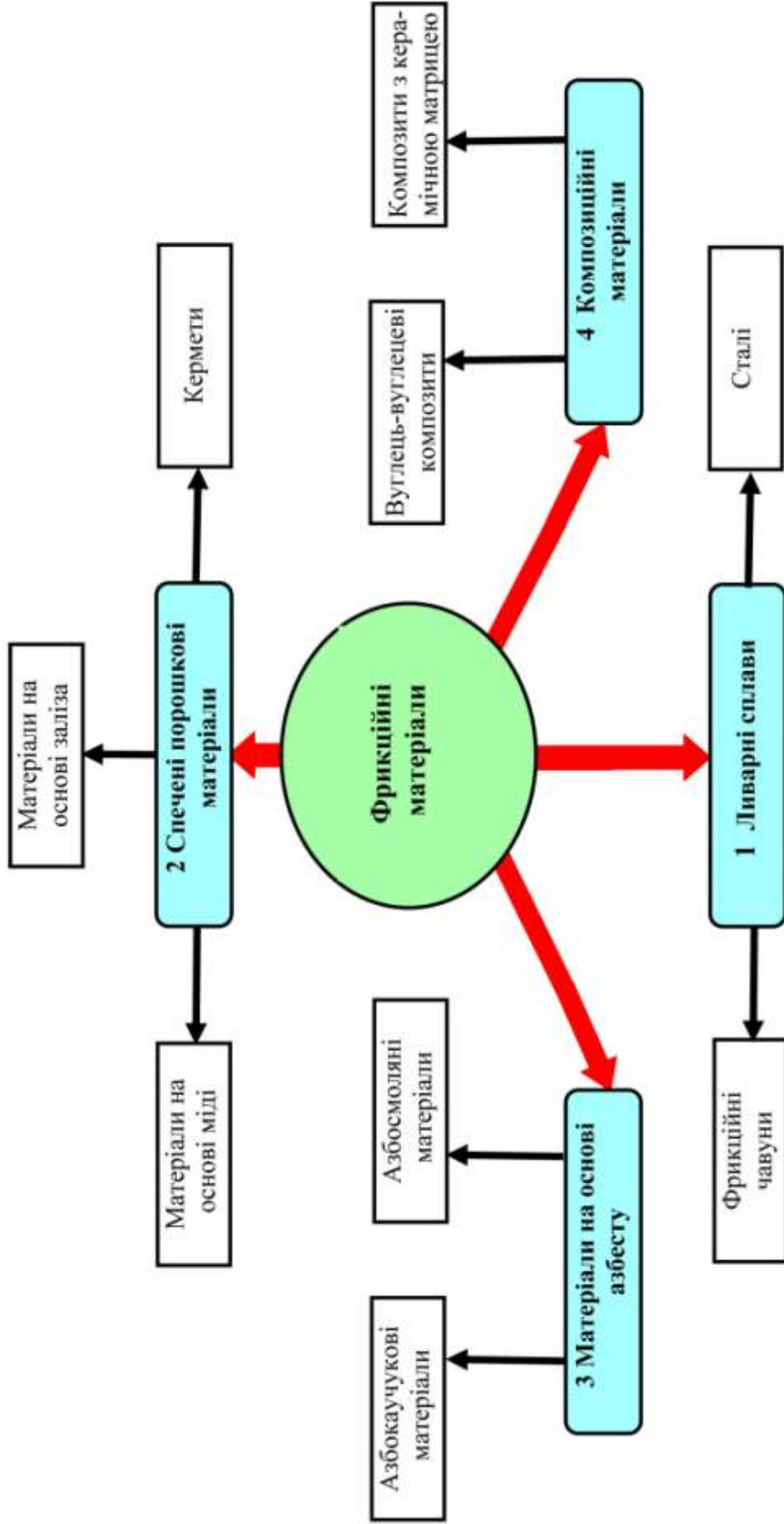


Рисунок 3.3 – Класифікаційна схема основних видів складів фрикційних матеріалів

Леговані чавуни найбільш повно відповідають вимогам, що пред'являються до фрикційному матеріалу, який працює в умовах сухого тертя. Вони мають високу міцність і термостійкість [162]. При важких умовах експлуатації леговані чавуни більш працездатні та довговічні, ніж прості чавуни або сталі, хоча значні термічні напруження, що виникають в процесі гальмування, також призводять до утворення тріщин на робочій поверхні. Найбільшого поширення в нашій країні в даний час отримали леговані чавуни МФ, ЧНМ і ЧНМХ, які застосовуються у важконавантажених муфтах зчеплення і гальмах [162].

У марганцево-фосфористих чавунах велике значення з точки зору підвищення зносостійкості має співвідношення вмісту фосфору і марганцю. Дослідження показали, що максимальною зносостійкістю характеризуються чавуни, що містять вуглецю 2,8...3,1 %; фосфору 0,7...0,9 %; марганцю 1,6...1,9 %; кремнію 1,4...2,1 % та сірки не більше 0,1 %.

Леговані чавуни ЧНМ і ЧНМХ при роботі в парі зі спеченими фрикційними матеріалами на основі заліза мають досить високий коефіцієнт тертя за різних температур. Стабільність коефіцієнта тертя для цих чавунів також висока [162].

Кращими фрикційними властивостями володіють леговані чавуни перлітного класу, що мають перлітною-графітову структуру [162]. Як зазначено в [107], переважне застосування знаходить дрібнозернистий сірий чавун з твердістю 2500 *НВ*. Недоліком цих чавунів є небезпека розтріскування за змінних теплових навантажень внаслідок недостатніх термостійкості і міцності; можливість фазових перетворень за температур вище 400 °С, що супроводжуються збільшенням вмісту фериту і підвищенням зносу контртіла за питомих навантажень вище 600 кПа. Леговані чавуни найбільш повно відповідають вимогам, що пред'являються до фрикційних пар, які працюють в умовах сухого тертя. Вони мають більш високу міцність і термостійкість, наприклад, чавун ЧНМХ має границю міцності за розтягу 200 МПа, відносне видовження 0,5 %, відносне звуження поперечного січення 13,5 %, ударну в'язкість $0,2 \cdot 10^5$ Дж/м². При цьому його коефіцієнт теплопровідності дорівнює 50...70 Вт/(м·град), а температу-

рний коефіцієнт лінійного розширення $(11,7...13,7) \cdot 10^{-6}$ 1/град у всьому діапазоні робочих температур.

Зносостійкість марганцево-фосфористих чавунів суттєво залежить від співвідношення вмісту фосфору і марганцю. Леговані чавуни ЧНМ і ЧНМХ при роботі в парі зі спеченими фрикційними матеріалами на основі заліза мають досить високі коефіцієнт тертя за різних температур і стабільність коефіцієнта тертя. Наявність в складі чавунів ЧНМ і ЧНМХ хрому, нікелю, молібдену сприяє зміцненню металевої основи матеріалу, надає йому теплостійкість, покращує фрикційні властивості та опір зношуванню [107].

Як матеріал фрикційних контртіл також можуть застосовуватися вуглецеві сталі (сталь 20, сталь 35, сталь 40, сталь 45, сталь 65Г та ін.). Перевагами сталей є простота виготовлення з них фрикційних елементів стандартної механічної обробкою, хороші теплофізичні властивості й механічна міцність. До недоліків слід віднести збільшення зносу і зниження коефіцієнта тертя при перегріванні фрикційних елементів та їх підгартуванні, а також усадку і викривлення деталей в процесі експлуатації. У зв'язку з цим сталі використовуються для виготовлення контртіл, що працюють за порівняно невисоких теплових навантажень в парі з азбофрикційними або спеченими матеріалами [162].

Сталі в термічнообробленому стані (40-50 *HRC*) застосовують, як правило, в вузлах тертя, що працюють зі змащенням. В умовах сухого тертя, хоча термічна обробка і зменшує знос сталі в 2-3 рази, проте при цьому збільшується знос спеченого матеріалу в 1,5 рази [162].

Для вузлів тертя, що працюють без змащення, в парі зі спеченими матеріалами застосовують низьковуглецеві сталі в зв'язку з малим зносом обох елементів пари тертя (знос спечених матеріалів в 3 рази менше в порівнянні з таким при терті по контртілу з високовуглецевих сталей) [162].

Специфіка методів порошкової металургії та наявність великої кількості вихідних компонентів дозволяють створити широку номенклатуру фрикційних спечених матеріалів (металокераміки) з високими експлуатаційними властивостями, які становлять другий підклас фрикційних матеріалів.

Металокераміку ФМКМ-1 складу $Cu-8Sn-3SiO_2-6Pb-3MoO_3-3C$ застосовують у фрикційних електромагнітних і запобіжних муфтах авіаційних агрегатів за сухого тертя і температур до $200\text{ }^\circ\text{C}$ [107].

Фізичні властивості металокераміки ФМКМ-1: $\gamma = 7000\dots7500\text{ кг/м}^3$; $\lambda = 9,24\text{ Вт/м}\cdot\text{град}$; $c = 0,348\text{ кДж/кг}\cdot\text{град}$; $\alpha = 16,8\cdot 10^{-6}\text{ 1/град}$ (в інтервалі $T = 20\dots100\text{ }^\circ\text{C}$) [107]. Механічні властивості металокераміки ФМКМ-1 за кімнатної температури представлені в таблиці 3.9.

Таблиця 3.9 – Механічні властивості металокераміки ФМКМ-1 за кімнатної температури [107]

Стан матеріалу	σ_e	$\sigma_{сз}$	$\sigma_{см}$	$\tau_{зр}$	HB	$KCU (a_n),\text{ кДж/м}^2$
	МПа					
Спечений	50...60	70...80	140...150	70...80	600	9,8...14,7

При $v = 0,1\dots6,3\text{ м/с}$ в парі з хромованою сталлю матеріал ФМКМ-1 має $f = 0,28\dots0,30$; знос металокераміки – 8 мкм/год [107]. Фрикційний матеріал ФМКМ-1 отримують пресуванням шихти при тиску $250\dots350\text{ МПа}$ і спіканням під тиском $0,8\dots1,2\text{ МПа}$ в середовищі H_2 при температурі $760\dots780\text{ }^\circ\text{C}$ [69].

Друга група спечених фрикційних матеріалів – металокераміка на основі заліза - в порівнянні з матеріалами на основі бронзи має більшу міцність, витримує більші питомі навантаження і більш високу температуру тертя ($1000\dots1200\text{ }^\circ\text{C}$) [80].

У системах механізації крила літака, бортових вантажних кранах, навантажувальних балках засобів наземного обслуговування та інших вузлах тертя авіаційної техніки застосовують гальмівні диски і фрикційні шайби з металокерамічного матеріалу ФМК-79 складу $Fe-10Cu-3BN-6BaSO_4-6SiC-6C$ [107].

Фізичні властивості металокераміки ФМК-79:

- густина $\gamma = 5500\dots5600\text{ кг/м}^3$;
- температурний коефіцієнт лінійного розширення:

$$\alpha = 11,5 \cdot 10^{-6} \text{ 1/град (в інтервалі } T = 20 \dots 100 \text{ } ^\circ\text{C});$$

$$\alpha = 14,3 \cdot 10^{-6} \text{ 1/град (в інтервалі } T = 20 \dots 600 \text{ } ^\circ\text{C});$$

$$\alpha = 18,0 \cdot 10^{-6} \text{ 1/град (в інтервалі } T = 500 \dots 600 \text{ } ^\circ\text{C});$$

- коефіцієнт теплопровідності:

$$\lambda = 18,90 \text{ Вт/м}\cdot\text{град (} T = 5 \text{ } ^\circ\text{C});$$

$$\lambda = 17,64 \text{ Вт/м}\cdot\text{град (} T = 800 \text{ } ^\circ\text{C});$$

- питома теплоємність:

$$c = 0,546 \text{ кДж/кг}\cdot\text{град (} T = 100 \text{ } ^\circ\text{C});$$

$$c = 0,798 \text{ кДж/кг}\cdot\text{град (} T = 600 \text{ } ^\circ\text{C) [107].}$$

Механічні властивості металокераміки ФМК-79 за кімнатної температури представлені в таблиці 3.10.

Таблиця 3.10 – Механічні властивості металокераміки ФМК-79 [5]

Стан матеріалу	T , °C	σ_s	$\sigma_{сз}$	$\sigma_{см}$	$\tau_{зр}$	HRF	$KCU (a_n)$, кДж/м ²
		МПа					
Спечений	20	40...50	110...120	250...260	90...110	800...1050	9,8...10,8
	600	30...40	70...80	150...160	30...40	600...700	6,9...7,8

При $v = 20$ м/с в парі з чавуном ЧНМХ коефіцієнт тертя металокераміки ФМК-79 становить 0,3...0,4; стабільність коефіцієнта тертя не менше 0,7; знос не більше 12 мкм/гальмування [107]. Фрикційний матеріал ФМК-79 отримують пресуванням шихти при тиску 500...700 МПа і спіканням під тиском 1,5...2,0 МПа в середовищі H_2 при температурі 970...1000 °C [69].

Для дискових гальм літаків розроблені фрикційні металокерамічні матеріали ФМК-8, ФМК-11, ФМК-11М і МКВ-50А, що працюють в парі з чавуном ЧНМХ або сталлю 3Х13. Матеріали виготовляють на залізній основі, причому металокераміка ФМК-8 містить мінімальну кількість заліза (49,5...51,5 %) і максимальну кількість легуючих елементів Ni , W , Cr . Решта металокераміки мають значно більший відсоток заліза, а зазначені легуючі елементи в них відсутні

(таблиця 3.11) [177]. Фізико-механічні характеристики фрикційної металокераміки на основі заліза представлені в таблиці 3.12.

Таблиця 3.11 – Хімічний склад (%) фрикційної металокераміки на основі заліза

Марка	<i>Fe</i>	<i>Cu</i>	<i>C</i>	<i>S</i>	<i>Si</i>	<i>Ni</i>	<i>Cr</i>	<i>W</i>	<i>B</i>	Азбест
ФМК-8	Основа	5...7	5,5...5,6	1,3...2,3	–	23...27	8,3...10,5	5...7	–	–
ФМК-11		14...16	6,5...8,0	0,5...1,0	1...2	–	–	–	–	2,0...3,5
МКВ-50А		9...11	8,5...11,0	0,6...1,2	3,0...4,3	–	–	–	3,0...4,3	2,5...4,0

Таблиця 3.12 – Фізико-механічні характеристики спечених фрикційних матеріалів на основі заліза, що працюють без мащення [171]

Показник	Марка матеріалу		
	ФМК-8	ФМК-11	МКВ-50А
γ , кг/м ³	7000	6000	5000
П, %	–	5...10	5...10
σ_e , МПа	90...100	55...65	30...40
σ_{cm} , МПа	450...500	300...350	155...210
$\tau_{зр}$, МПа	80	80...100	67...85
$\sigma_{зз}$, МПа	–	160...200	100...140
$KCU (a_H)$, кДж/м ²	–	–	7,85...11,77
$\alpha \cdot 10^6$, 1/град, в інтервалі $T = 20...500$ °С	–	13,3...14,8	10,9...11,3
$T = 20...900$ °С	–	–	10,9...13,8
c , кДж/кг·град, в інтервалі $T = 100...800$ °С	–	0,503...0,711	0,503...0,837

Для забезпечення заданої зносостійкості й припрацьовуваності твердість металокераміки після спікання має бути в таких границях: для ФМК-8 - 630...830 *HRF*, ФМК-11 і ФМК-11М - 700...950 *HRF*, МКВ-50А - 600...1000 *HRF* [177]. При цьому твердість контртіла з чавуну ЧНМК має бути 1600...2200 *HB*,

зі сталі 3X13 - 2700...3000 *HВ*. Збільшення твердості як металокераміки, так і чавуну різко погіршує взаємну припрацьовуваність [178]. Фрикційні властивості металокераміки та інтенсивність зносу елементів пари тертя представлені в таблиці 3.13.

Таблиця 3.13 – Характеристики фрикційних матеріалів на основі заліза [178]

Пара тертя	f	α_{cm}	l , мкм/гальмування	
			Металокераміка	Контртіло
ФМК-8+ЧНМХ	0,16...0,20	0,65	16	4
ФМК-11+ЧНМХ	0,25...0,29	0,77	22	4
ФМК-11М+ЧНМХ	0,22...0,27	0,70	22	6
ФМК-11+3X13	0,18...0,22	0,80	24	6
МКВ-50М+ЧНМХ	0,34...0,38	0,77...0,80	20	4

Основною перевагою матеріалу ФМК-11 є те, що він може працювати за високих температур та в широкому діапазоні навантажень і швидкостей. Матеріал ФМК-8, завдяки наявності легуючих компонентів, має високу зносостійкість за температури тертя до 500...600 °С. Фрикційний матеріал МКВ-50А має високі експлуатаційні характеристики в умовах роботи важконавантажених гальм [82].

Як зазначалося, застосування чавунів в якості одного з елементів пари тертя пов'язане з їх високими ливарними властивостями і, отже, простою виготовлення фрикційних елементів, хорошою оброблюваністю, високою міцністю і задовільною зносостійкістю. Використання як контртіла сталей обумовлено їх високими механічними і теплофізичними властивостями [171].

Слід зазначити, що задача підбору більш ефективного контртіла для важконавантажених вузлів тертя (наприклад, в гальмівних пристроях авіаколіс) є досить актуальною. Одним з варіантів вирішення такої задачі є підхід, коли обидва елементи фрикційної пари створюються методами порошкової металур-

гії, які дозволяють в широких межах варіювати механічними, теплофізичними і фрикційними властивостями матеріалів і отримувати оптимальні для конкретних умов експлуатації службові характеристики фрикційної пари в цілому. Вперше такий підхід був реалізований в Англії, де на диски-контртіла для гальм літаків було запропоновано наносити спечену композицію. Зокрема, авіаційне гальмо фірми Dunlop у надзвуковому пасажирському літаку Concorde має обидва елементи зі спечених матеріалів. Таке гальмо істотно перевершує за плавністю включення і довговічністю гальма, що містять як контртіло леговані сталі [171].

Для роботи в парі з металокераміками ФМК-11, МКВ-50А, ФМК-79 розроблений фрикційний металокерамічний матеріал ФМК-845 на основі заліза складу $Fe - 5C - 2,2Si - 1,2Ni - 0,6Cr - 0,8W - 1Mn$. Матеріал має твердість до механічної обробки $650...1000\ HRF$ [177]. Фрикційні властивості та інтенсивність зношення металокераміки представлені в таблиці 3.14.

Таблиця 3.14 – Фрикційні властивості пар тертя з металокерамік [177]

Марка матеріалу	f	$\alpha_{ст}$, не менше	l , мкм/гальмування, не більше	
			Металокераміка	ФМК-845
ФМК-11	0,241...0,309	0,72	22,0	6,0
МКВ-50А	0,330...0,404	0,70	16,0	12,0
ФМК-79	0,300...0,400	0,65	16,0	12,0

Третю групу другого підкласу фрикційних спечених матеріалів складають кермети, що застосовуються в парах тертя авіаційних гальм посадкових пристроїв сучасних літаків. Використання таких матеріалів, крім сприйняття великих динамічних навантажень, зменшує масу та об'єм конструкції [70].

Сполучним композиту служать, головним чином, мідні сплави, які мають хорошу теплопровідність, а в особливих випадках - залізо та його сплави. Як керамічні фази використовують бориди, карбід, нітриди, оксиди або їх суміші. Вміст керамічної фази зазвичай перевищує 40 %. Об'єднуючи в кермет пласти-

чні метали з міцними, але крихкими тугоплавкими сполуками, вдається отримати матеріали з кращими, ніж у вихідних матеріалів, властивостями [107].

Фрикційні матеріали на основі керметів досить терmostійкі і працюють за температур близько 1000 °С. Коефіцієнт тертя в залежності від умов експлуатації варіює в межах 0,3...0,7. Такі матеріали відрізняються високою зносостійкістю та жаростійкістю [70, 107].

Великий вміст неметалів у складі керметів призводить до зниження їх міцності. Для підвищення міцнісних характеристик керметів вимагається спеціальна технологія, яка полягає у дворазовому пресуванні й спіканні, гарячому пресуванні й спіканні під тиском [70].

Як матеріал контртіла для роботи з фрикційними керметами застосовують високолеговані та жароміцні сталі або створюють на робочій поверхні контртіла зносостійкий шар. Для керметів в пару тертя також підбирають спечені терmostійкі композити, аналогічні за складом матеріалу фрикційного елемента. Перевага такого поєднання полягає у вирівнюванні триботехнічних характеристик і поліпшенні припрацьовуваності, що дозволяє передати більш високий гальмівний момент і збільшити стійкість деталей, що труться [70].

Для виготовлення накладок багатодискових авіаційних гальм розроблено кермет СМК-80 складу $Fe - 23Cu - 6,5Mn - 2,5MoS_2 - 6,5BN - 10B_4C - 3,5SiC$. Матеріал має такі фізико-механічні характеристики: $\gamma = 5900 \text{ кг/м}^3$; $\sigma_s = 40...50 \text{ МПа}$; $\sigma_{cm} = 150...250 \text{ МПа}$; $\tau_{zp} = 80...100 \text{ МПа}$; $\alpha = (11,0...12,3) \cdot 10^{-6} \text{ 1/град}$ (в інтервалі $T = 20...500 \text{ }^\circ\text{C}$) [80].

Фрикційні характеристики пари тертя СМК-80 + ЧНМХ в режимах роботи багатодискового авіаційного гальма ($v_{ноч} = 26,5 \text{ м/с}$) представлені в таблиці 3.15

Третій підклас фрикційних матеріалів складають матеріали на основі азбесту¹⁾. В цей підклас, відповідно до типу сполучного, входять дві групи:

- азбокаучукові матеріали з синтетичним каучуковим сполучним, різними наповнювачами (оксид цинку, залізний сурик, графіт тощо) і прискорю-

¹⁾ Відомості про цей підклас фрикційних матеріалів в основному взяті з [18].

вачами для якісної вулканізації каучуку;

- азбосмоляні матеріали зі сполучним з фенолформальдегідної смоли і різними наповнювачами (барит, залізний сурик, оксид свинцю, каолін, латунна стружка, електрокорунд та ін.).

Таблиця 3.15 – Фрикційні властивості пари тертя СМК-80 + ЧНМХ в режимах роботи багатодискового авіаційного гальма [80]

N_{num} , МПа/м·с	p , МПа	f	$\alpha_{ст}$	l , мкм/гальмування	
				СМК-80	ЧНМХ
1	0,16	0,52	0,88	2,3	1,8
2	0,54	0,31	0,82	4,7	4,7
3	0,95	0,26	0,75	2,0	4,7
4	1,33	0,22	0,69	6,0	8,2

В деяких передатних пристроях переважно застосовуються азбофрикційні матеріали (таблиця 3.16).

Таблиця 3.16 – Склад деяких азбофрикційних композицій (мас. %)

Марка матеріалу	Азбест	Синтетичний каучук	Оксид цинку	Залізний сурик	Сірка	Прискорювачі
6КХ-1	45	15	10	26	3,0	1,0
7КФ-31	50	13	–	–	3,0	1,5*
6КФ-32	41	18	10	20	3,6	0,4**
6КВ-10	25	20	30	20	4,0	1,0

* Кількість смол 8,5 %; графіту 4 %; латунної стружки 13 % та регенерату 7 % (мас.).

**Кількість свинцевого глету 7 % (мас.).

Фрикційні характеристики, приведені в таблиці 3.17, отримані на дискової пальчастій машині тертя. У матеріалах 6КХ-1, 7КФ-31, 6КФ-32 і 6КВ-10 як сполучне використовується каучук СКБ і крезолформальдегідні смоли. Матері-

али ФК-24А і ФК-16Л відносяться до типу азбосмоляних, де сполучне - фенолформальдегідні смоли.

Дослідження фрикційної теплостійкості азбокаучукових матеріалів показали [162], що коефіцієнт тертя при підвищенні температури від 20 до 400 °С безперервно змінюється від 0,45...0,60 майже до 0. Зменшення коефіцієнту тертя пояснюється розм'якшенням сполучного. Інтенсивність зношення азбокаучукових матеріалів із збільшенням температури зростає, причому за температури близько 370...400 °С спостерігається досить інтенсивний знос матеріалу.

Таблиця 3.17 – Порівняльні фізико-механічні та фрикційні властивості азбофрикційних матеріалів (розмір зразка $\varnothing 22 \times 27$ мм, питома навантаження 0,27 МПа, швидкість 7,8 м/с)

Марка матеріалу	τ , МПа	λ , Вт/м·град	c , кДж/кг·град	γ , кг/м ³	НВ, МПа	f	I_h , мм за 2 год	Водопоглинання за 24 год, %
7КФ-31	–	0,558	1,126	1790	200	0,36...0,40	0,06...0,10	–
6КХ-1	52	0,370	–	2100	250	0,40...0,50	0,14...0,20	–
6КВ-10	–	0,540	0,787	2720	–	–	–	–
ФК-24А	48	0,604	0,963	1800	–	0,33...0,38	0,37...0,40	1,0
ФК-16Л	30	0,639	0,837	2200	–	0,06...0,10	0,10...0,15	1,0
6КФ-38	–	–	–	–	–	0,40...0,45	0,11...0,16	–
6КФ-32	–	–	–	–	–	0,38...0,42	0,10...0,14	–

Зміна параметрів процесів тертя також істотно впливає на властивості азбокаучукових матеріалів. Вони мають досить високу зносостійкість при роботі в парі зі сталлю 65Г у відносно легких режимах. З підвищенням питомого навантаження знос азбокаучукових матеріалів значно збільшується [162], що обмежує можливість застосування їх у важконавантажених вузлах тертя, які характеризуються напруженим тепловим режимом роботи.

Якщо азбокаучукові матеріали можуть працювати тільки до температури 300 °С [162], то для азбосмоляних матеріалів характерна більша стабільність

фрикційних властивостей за більш високих температур. Азбосмоляні матеріали використовуються в гальмах авіаційних коліс, екскаваторів, нафтобурових лебідок тощо. Температурний діапазон роботи більшості азбосмоляних фрикційних матеріалів визначається так само, як і азбокаучукових матеріалів, температурою розкладання сполучного (близько 400 °С) [162]. Однак один з порівняно недавно розроблених складів - ретінакс марки ФК-16Л, незважаючи на деяке зниження коефіцієнту тертя за температури 400 °С, здатен витримувати температури близько 900...950 °С і зберігати за таких температур достатньо високі значення коефіцієнта тертя [162].

Порівняно низька робоча температура азбокаучукових матеріалів [162] пов'язана в основному з низькою теплостійкістю застосовуваних сполучних матеріалів. Крім того, невисока теплопровідність цього класу матеріалів викликає в процесі роботи перегрів металевого контртіла, що в деяких випадках супроводжується його викривленням. Властивості азбокаучукових матеріалів широко вивчені в різних умовах експлуатації.

Четверту групу фрикційних матеріалів становлять композиційні матеріали. Композиційні матеріали (КМ) з вуглецевою (вуглець-вуглецеві КМ - ВВКМ) і керамічною (керамічні КМ - ККМ) матрицею, армованою вуглецевими та іншими типами волокон, відносяться до фрикційним матеріалами останнього покоління. Основні переваги систем гальмування на основі ВВКМ і ККМ:

- відносно низька густина, що дозволяє зменшити масу систем гальмування на 40...60 %;
- висока стійкість до зношування в різних атмосферних умовах, що істотно збільшує кількість гальмувань до ремонту;
- здатність поглинати під час гальмування велику кількість кінетичної енергії шляхом перетворення її в теплову;
- висока стійкість до термічного удару;
- висока допустима температура експлуатації (понад 1000 °С).

Технологічна схема виготовлення виробів фрикційного призначення з волокнисто-армованих композитів з вуглецевою та керамічною матрицею вклю-

чає операції отримання волокнистого каркасу (преформи) з хаотичним або орієнтованим розташуванням волокон; насичення (ущільнення) волокнистого каркаса матричним матеріалом; механічної обробки отриманої заготовки [179].

Другу найбільш важливу операцію технологічного процесу – ущільнення каркасу - реалізують за допомогою різних твердо-, рідко- і газофазних методів, а також їх комбінацій [179].

Твердофазні технології найменш поширені й використовуються тільки для отримання керамічних композитів. Як правило, вони є модифікацією порошкового методу одержання технічної кераміки. Порошок матричного компонента змішують з армуючим наповнювачем у формі коротких волокон або вусів і додають невелику кількість полімерного сполучного. Потім суміш пресують і термічно обробляють. За цієї технології також можуть бути отримані керамічні композити, армовані вуглецевими нанотрубками (ВНТ). В цьому випадку ККМ отримують методом гарячого пресування та спікання суміші і ВНТ. Причому суміш може бути отримана як за сухої, так і розчинної (для забезпечення кращого диспергування ВНТ) технології [107].

Газофазні методи отримання ВВКМ і ККМ засновані на ущільненні пористих волокнистих каркасів в процесі фільтрації через них газоподібних хімічних прекурсорів, їх гомогенного і гетерогенного термохімічного розкладання і осадження матричного матеріалу на поверхні нагрітих армуючих волокон. При отриманні вуглецевої матриці як хімічні реагенти (прекурсори) застосовують газоподібні вуглеводні (метан, пропан, етилен, бензол, ацетилен тощо). У виробництві ККМ методами CVI досліджується можливість використання як матриці різноманітних керамічних матеріалів. Відносно широке промислове застосування отримали ККМ з SiC-матрицею [179].

При виробництві КМ отримали розвиток п'ять модифікацій CVI-методу: ізотермічний, термоградієнтний, ізотермічний і термоградієнтний методи з примусовою фільтрацією, метод з пульсацією тиску. Дані модифікації відрізняються механізмом перенесення газоподібних компонентів в пористому каркасі. Найбільше практичне застосування знайшли ізотермічний і термоградієн-

тний варіанти CVI-методу [179].

Ізотермічний метод реалізується в рівномірно обігрівній камері. При цьому формування високоякісних КМ може займати досить тривалий термін (до декількох місяців). Термоградієнтний метод характеризується наявністю градієнта температури по товщині каркасу. Цей метод дозволяє отримувати КМ з високою густиною за один цикл і характеризується відносно великою швидкістю осадження і можливістю об'ємного ущільнення матеріалу [179].

Існує два варіанти реалізації процесу рідкофазного ущільнення волокнистого каркасу. Перший заснований на процесах високотемпературного піролізу відповідних елементоорганічних прекурсорів на основі термопластичних і термореактивних полімерів, якими просочують волокнистий каркас. Для отримання вуглецевої матриці цим методом як вихідні матеріали зазвичай використовують термореактивні фенольні і фурфуролові смоли і пеки з кам'яновугільної смоли або нафти. Для отримання SiC-матриці застосовують полікарбосілани або інші полімери, що містять Si. В результаті подальшої термічної обробки полікарбосілани розкладаються з виділенням твердого залишку, збагаченого SiC. Другий варіант рідкофазного методу застосовують для отримання КМ з SiC-матрицею. В основі методу лежить механізм реакційного спікання матеріалу заготовки в процесі силіціювання - просочення розплавом кремнію.

Стосовно до волокнисто-армованих ККМ рідкофазна технологія має кілька модифікацій, що відрізняються способом введення у волокнистий каркас вуглецевого наповнювача. Найбільше поширення отримали:

- просочення армуючого матеріалу суспензією, що містить вуглеграфітовий порошок;
- просочення полімерним сполучним з подальшою карбонізацією сполучного і утворенням в міжволоконному просторі коксу - вуглецевої матриці [179].

Другу модифікацію розглядають як найбільш перспективну для отримання фрикційних ККМ з SiC-матрицею. Застосування технології пресування заготовок, заснованої на використанні коротких волокон, дозволяє значно здешевити і спростити виробництво фрикційних деталей. Крім того, квазіізотропні

композити з армуванням короткими волокнами мають більш високу теплопровідність в напрямку, перпендикулярному поверхні тертя, у порівнянні з шаруватими структурами на основі тканин і односпрямованих стрічок. Це призводить до зниження поверхневої температури гальмівних дисків і, відповідно, до більш високого і стабільного коефіцієнту тертя і більш низькій швидкості зносу. Для поліпшення експлуатаційних властивостей елементів гальмування з ККМ розроблені градієнтні фрикційні матеріали, в яких висока зносостійкість поверхневих шарів поєднується з високою ударною в'язкістю внутрішніх шарів [179].

ВВКМ застосовують у високонавантажених вузлах тертя, для яких характерне високе тепловиділення. ВВКМ мають високий коефіцієнт тертя, особливо за підвищених температур, і характеризуються невисокою його чутливістю від питомого контактного тиску на поверхні фрикційної пари тертя, швидкості руху, вологості повітря, а також вони малошумні при експлуатації. Крім того, для ВВКМ характерна відсутність схоплювання гальмівних дисків. Основним недоліком ВВКМ як фрикційного матеріалу в гальмівних системах є його низький коефіцієнт тертя ($f = 0,05 \dots 0,28$) за негативних або невисоких (до $100\text{ }^{\circ}\text{C}$) температур. У зв'язку з цим застосовують або різні ступінчасті схеми гальмування, або прогрів матеріалів гальмівних вузлів через кілька попередніх гальмувань. Для підвищення початкового коефіцієнту тертя в полімерне сполучне, з якого після піролізу виходить вуглецева матриця, можуть додавали абразивні порошки (SiC , Al_2O_3 , B_4C тощо), або самі вуглецеві волокна можуть модифікуватися шляхом нанесення на їх поверхню різними способами аналогічних керамічних покриттів. При цьому початковий коефіцієнт тертя може бути підвищений більш ніж у два рази, проте при цьому відбувається деяке зниження максимальних величин коефіцієнта тертя. Іншим недоліком цих матеріалів є підвищена окиснюваність вуглецю волокна і матриці, починаючи з температур $400 \dots 600\text{ }^{\circ}\text{C}$, що призводить до прискореної деградації поверхні тертя та зниження середньої зносостійкості за різних температурних і силових умов експлуатації гальмівних систем. Тому знос гальмівних дисків і колодок з ВВКМ часто оцінюють з точки зору втрати маси або розміру впродовж одного гальму-

вання (1,5...3,0 мкм для літаків). Крім того, при великих потужностях гальмування для цих матеріалів характерне посилення вібраційних процесів під час гальмування, боротьба з якими ускладнює конструкцію гальмівної системи.

ККМ застосовують для підвищення ефективності гальмування, коли температура на поверхні пари тертя може досягати 1000...1200 °С. Керамічні матеріали, які використовуються для фрикційних пар тертя, поділяють на армовані різного типу волокнами або вискерами, і неармовані (гарячепресовані, реакційноспечені) [179].

Основним недоліком матеріалів на основі кераміки є їх низька стійкість до механічних і теплових ударних навантажень, що обмежує область застосування неармованої кераміки. У вузлах тертя найбільше застосування знайшли фрикційні ККМ з вуглецевим армуючим наповнювачем (рубані волокна, тканини, стрічки, мати) і керамічною матрицею на основі SiC , одержаною методом просочення розплавом кремнію вуглець-вуглецевої заготовки (LSI-процес). Такі фрикційні матеріали мають дуже хороші триботехнічні характеристики: високий коефіцієнт тертя і його малу залежність від швидкості на початок гальмування (зменшення з початкових 0,6...0,7 до 0,45...0,55 при $v = 15$ м/с); температури поверхні в зоні тертя (зменшення на 5...15 % за температури 500 °С); контактного тиску (зменшення на 10...20 % при збільшенні тиску до 4 МПа) і погодних умов. Матеріали з керамічною матрицею мають менший знос при експлуатації у порівнянні з розглянутими матеріалами [179].

Матеріали з вуглецевою матрицею знайшли широке застосування при виготовленні гальмівних пристроїв в авіаційній техніці. У той час, як відносна потреба ВВКМ для ракетно-космічної техніки постійно знижується, обсяг виробництва гальмівних дисків для літаків стабільно зростає приблизно на 12 % в рік. В даний час гальмівні пристрої виготовляють з монодисків або з дисків секційного типу, причому більш кращими варіантами є конструкції гальм, що складаються з монодисків. Гальмівні пристрої з монодисками з вуглець-вуглецевого матеріалу застосовуються на російських літаках - Іл-96Т/М, Ту-204, Ту-214, Ту-160; на літаках виробництва США - В767, В777, F-15,

F-16, F22, B-32; Євросоюзу – А330/340 та ін. [179].

Гальмівні диски з КМ з керамічною матрицею в гальмівних системах авіаційної і ракетно-космічної техніки поки не знайшли широкого застосування. Проте найбільшими світовими фірмами ведуться активні роботи зі створення комерційного продукту у вигляді як самого фрикційного матеріалу, так і конструкцій авіаційних гальм на їх основі. Є інформація про застосування КМ з керамічною матрицею як фрикційні матеріали в гальмівних системах нового космічного човника (Space Glider) X-38 [179].

3.2.3 Синтез основних експлуатаційних характеристик фрикційних матеріалів і критеріальні оцінки ефективності їх заміни

Подальший поглиблений аналіз джерел інформації [16, 66, 69, 70, 73, 80, 82, 84, 107, 112, 162, 165, 168, 170, 171, 176-179] і ряду інших, зазначених нижче, дозволив синтезувати блок-схему формування основних експлуатаційних характеристик всього підкласу фрикційних матеріалів (рис. 3.4).

Блок-схема містить в собі основні функціональні триботехнічні фрикційні властивості, що складають три групові характеристики, і п'ять додаткових функціональних властивостей, які у сукупності забезпечують регламентовані експлуатаційні режими роботи відповідних пар тертя, що включають в себе 16 комплексних властивостей, які визначають відповідні одиничні і (або) групові властивості матеріалу пар тертя.

Як впливає з синтезованої блок-схеми, все експлуатаційні характеристики взаємопов'язані між собою або безпосередньо, або опосередковано через групові. Так, функціональні триботехнічні властивості пов'язані через високі коефіцієнт тертя та зносостійкість, відсутність затинання і схоплювання зі сполученою деталлю.

Встановленню цих зв'язків як теоретичним (аналітичним), так і експериментальним шляхом (або експериментально-теоретичним) присвячені чисельні фундаментальні та прикладні дослідження ряду вчених і наукових колективів, інтегрованих в наукові основи триботехніки.

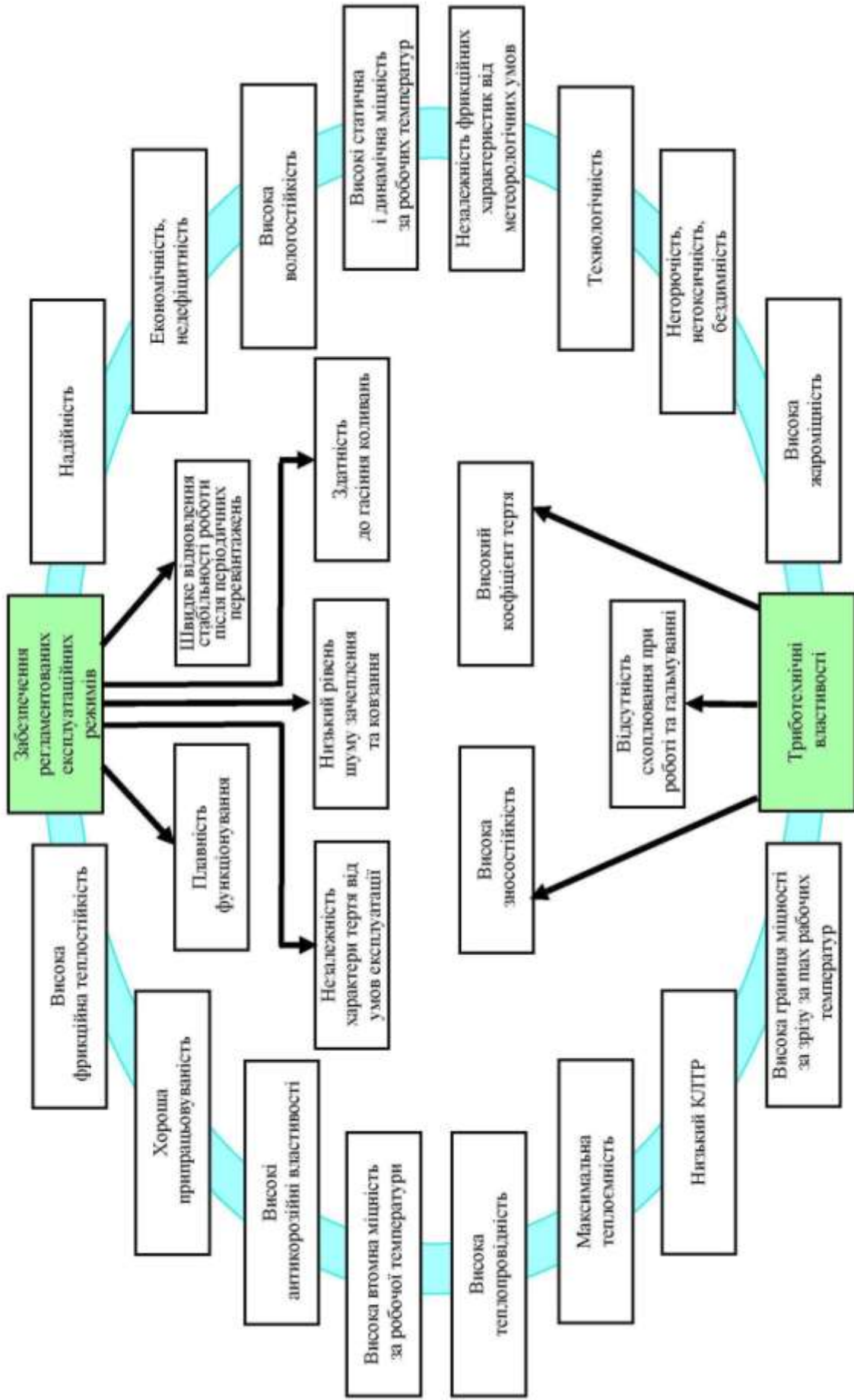


Рисунок 3.4 – Блок-схема формування основних експлуатаційних характеристик фрикційних матеріалів

Таким чином, триботехнічні матеріали фрикційного підкласу всіх основних видів складів, представлених в класифікаційній схемі рис. 3.3, достатньо глибоко досліджені в аспекти формування їх основних експлуатаційних характеристик, систематизованих в блок-схемі рис. 3.4, і ці дослідження тривають.

У той же час проблема системного синтезу критеріїв ефективності заміни фрикційних матеріалів практично ще й не сформульована. Тому є виправданим на базі проведеного вище короткого аналізу стану формування експлуатаційних властивостей основних видів їх складів (рис. 3.3) поширити описаний нами в [165] концептуальний підхід на оцінку ефективності заміни тих чи інших фрикційних матеріалів.

Як і в разі антифрикційних матеріалів [165], триботехнічні властивості фрикційних матеріалів також в більшості своїй взаємозалежні, а також залежать від режимів роботи пари тертя.

Дотримуючись реалізованого в [165] концептуального підходу до критеріальної оцінки ефективності раціональної заміни різних складів, зберігаючи градацію критеріїв на одиничні, групові, комплексні та інтегральний, а також перетворюючи їх до відносного безрозмірного вигляду за допомогою відповідних чисельних значень складових властивостей базового матеріалу¹⁾.

За аналогією з [165] інтегральний відносний критерій фрикційного матеріалу-замінника \bar{K}_{int} визначається залежністю

$$\bar{K}_{int} = \sum_{i=1}^n \alpha_i \bar{R}_{компл\ i}(\bar{K}_i) > 1, \quad (3.6)$$

де $\bar{R}_{компл\ i}(\bar{K}_i)$ – i -й комплексний критерій фрикційного матеріалу-замінника $R_{фр\ i}$, віднесений до аналогічного критерію базового матеріалу $R_{фр\ баз\ i}$:

$$\bar{R}_{компл\ i}(\bar{K}_i) = \frac{R_{фр\ i}}{R_{фр\ баз\ i}}, \quad (3.7)$$

¹⁾ Як зазначалося в [165], вибір базового матеріалу не принциповий, але представляється виправданим як такий матеріал прийняти один з найбільш використовуваних серед ливарних сплавів фрикційний чавун.

α_i – коефіцієнт значущості відповідних комплексних критеріїв рис. 3.4, який визначається експертним шляхом, що реалізується особою, яка приймає рішення (ОПР) [149, 150].

Вхідні в (3.6) відносні комплексні критерії $\bar{R}_{\text{компл } i}(\bar{K}_i)$ як складові включають в себе відповідні групові

$$\bar{K}_{\text{компл}} = \sum_{i=1}^m \beta_i \bar{R}_{\text{гр } i} \quad (3.8)$$

де $\sum_{i=1}^m \beta_i = 1$, β_i – коефіцієнти значущості відповідних критеріїв $\bar{K}_{\text{гр } i}$, які признаються ОПР на базі експертних оцінок.

У свою чергу $\bar{K}_{\text{гр } i}$ включають в себе одиничні $\bar{K}_{\text{од } i}$

$$\bar{K}_{\text{гр } i} = \sum_{i=1}^r \gamma_i \bar{R}_{\text{од } i} \quad (3.9)$$

де $\sum_{i=1}^r \gamma_i = 1$, γ_i – коефіцієнти значущості відповідного критерію $\bar{K}_{\text{од } i}$.

У разі, якщо за своїм характером вхідні в замінений матеріал складові комплексного критерію при своєму зниженні забезпечують підвищення ефективності (зростання) комплексного критерію, то відносний комплексний критерій такої заміни має відображатися зворотного по відношенню до (3.6) залежністю.

Так, комплексний критерій вартості K_g зумовлює ефективність заміни базового матеріалу на інший, якщо сума вхідних до нього групових критеріїв базового матеріалу R_i нижче, ніж її значення у заміненого матеріалу, тобто має місце зворотна (3.6) залежність

$$\bar{R}_i(K_g) = \frac{R_{\text{фр баз } i}}{R_{\text{фр } i}} \geq 1 \quad (3.10)$$

На закінчення відзначимо, що відсутність в даний час достатньої кількості даних про експлуатаційні характеристики як базового, так і фрикційного ма-

теріалу-замінника виправдовує обмеження повноти наявного обсягу властивостей в залежності від цілей заміни [155, 165].

Висновки по розділу 3

1. Проведено аналіз загальних характеристик матеріалів триботехнічного призначення, що становлять антифрикційний і фрикційний підкласи, з метою виявлення видів їх складів і експлуатаційних властивостей.

2. Вперше синтезовано класифікаційну схему основних видів складів антифрикційних матеріалів, що включає ливарні сплави і спечені матеріали, а також групи і підгрупи цих підкласів, які відрізняються значеннями експлуатаційних характеристик, що реалізуються у відповідних умовах експлуатації пар тертя.

3. Вперше розроблено блок-схему формування основних експлуатаційних характеристик антифрикційних матеріалів, що включає основні і додаткові функціональні антифрикційні властивості, які забезпечують регламентовані режими роботи відповідних пар тертя, а також 12 взаємопов'язаних комплексних властивостей, які формують ті чи інші групові та одиничні характеристики.

4. Відповідні класифікаційні складові експлуатаційних характеристик узгоджені з відносними критеріями ефективності антифрикційних триботехнічних матеріалів пар тертя, чисельне визначення яких реалізовано в межах запропонованого раніше концептуального підходу до критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій і методу послідовного розширення їх повноти, зумовленого сформульованими цілями заміщення базових антифрикційних матеріалів.

5. Наведено деякі визначальні чинники, що впливають на експлуатаційні характеристики антифрикційних матеріалів пар тертя.

6. Синтезовано класифікаційну схему основних видів складів фрикційних матеріалів, що включає ливарні сплави і спечені матеріали, матеріали на основі азбесту і композити, а також групи цього підкласу, що відрізняються значення-

ми експлуатаційних характеристик, які реалізуються у відповідних умовах експлуатації пар тертя, а також блок-схему формування основних експлуатаційних характеристик фрикційних матеріалів, що включає 16 взаємопов'язаних комплексних властивостей, які формують ті чи інші групові та одиничні характеристики.

Основні результати розділу входять відповідними складовими наших монографій [16, 66], включених до складу комплексу робіт «Матеріали і технології конструкцій сучасної авіаційної техніки», відзначеного Державною премією України в галузі науки і техніки за 2017 рік, опубліковані в статтях [163, 167] і доповіданні на конференціях вчених і фахівців [180, 181].

РОЗДІЛ 4

КРИТЕРІАЛЬНА ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ ІОННО-ПЛАЗМОВИХ І ГАЗОТЕРМІЧНИХ ПОРОШКОВИХ ПОКРИТТІВ ДЕТАЛЕЙ

Розвиток сучасного авіабудування та інших галузей машинобудування неможливий без використання технологій поверхневої обробки, іонно-вакуумного нанесення покриттів, лазерної обробки, іонної імплантації, які дозволяють радикально змінювати властивості поверхневих шарів конструкційних і функціональних матеріалів. Іонно-вакуумні та газотермічні технології розглядаються в даний час як найбільш перспективні для машинобудування, оскільки вони дозволяють одночасно підвищувати зносо- і корозійну стійкість матеріалу готових деталей, поєднуючи тим самим в одному процесі традиційні процеси дифузійного газонасичення і нанесення гальванічних захисних покриттів. При цьому іонно-вакуумні покриття характеризуються більш високими експлуатаційними властивостями, наприклад, високою адгезією, непорівнянною з гальванічними покриттями, та істотно більш низькими температурами процесу в порівнянні з дифузійним газонасиченням. Це дозволяє підвищувати властивості поверхневих шарів, уникаючи погіршення механічних властивостей виробу.

Методи вакуумної іонно-плазмової обробки і газотермічного напилення є також найбільш універсальним і високоефективним засобом змінювання властивостей поверхні внаслідок широкого вибору нанесених покриттів і підкладок, контрольованості процесу, можливості його автоматизації та екологічної чистоти. При цьому модифікування поверхні дає значне ресурсозбереження як за рахунок істотного подовження терміну служби виробів, так і за рахунок економії дорогих легуючих елементів.

Дослідженню структурних, технологічних і службових характеристик іонно-вакуумних покриттів і газотермічних методів нанесення покриттів присвячене безліч робіт вітчизняних і зарубіжних вчених, накопичений великий досвід застосування цих покриттів в різних галузях техніки. Ці дослідження виявили ряд специфічних проблем, що стримують більш широке застосування

іонно-вакуумних технологій в деталях літака:

1) для ряду технологічних процесів температура, яка складає 500...600 °С, викликає структурні зміни в матеріалі виробу, що призводить до зниження його механічних властивостей;

2) достатня трудомісткість процесу підготовки поверхні деталі перед нанесенням покриття ускладнюється відсутністю об'єктивних критеріїв і методів контролю стану поверхні підкладки перед нанесенням покриття;

3) реалізація технології для деталей великих розмірів і складної форми ускладнена через наявність градієнту швидкості нанесення покриттів в різних зонах виробу.

Необхідно підкреслити, що ці проблеми мають ще більш виражений характер для інших методів нанесення покриттів, однак тільки для іонно-вакуумних методів існує принципова можливість їх вирішення.

Застосовувані сучасні промислові установки дозволяють обробляти лише обмежене коло виробів, в основному твердосплавний інструмент і деталі авіаційної техніки з жароміцних сплавів, які допускають нагрівання до високих температур. Основна ж номенклатура деталей і виробів, поверхня яких вимагає модифікування, не допускає нагрівання до температур понад 200...300 °С через можливі зміни структури.

Використання розробленого обладнання та технології в авіабудівних, машинобудівних та інших галузях промисловості в умовах недостатньо жорсткого дотримання вакуумної гігієни для обробки великогабаритних виробів і матеріалів є неможливим внаслідок їх вузької спеціалізації.

Подальше зростання вакуумних іонно-плазмових і газотермічних технологій багато в чому визначається рішенням проблем підготовки і активації оброблюваних поверхонь, сполучених з технологічним циклом нанесення покриттів, а також з розробкою методів оцінки ефективності цих процесів. Це дозволить формувати покриття високої якості та стабільно отримувати високі значення адгезійної міцності покриття з підкладкою.

Таким чином, проблеми встановлення закономірностей формування стру-

ктури і властивостей іонно-плазмових і газотермічних покриттів на сплавах і вдосконалення на цій основі технологічних процесів нанесення функціональних покриттів на деталі та вироби літака, а також розробка методів контролю якості покриттів на різних етапах виробництва є безсумнівно актуальними задачами.

4.1 Аналіз ефективності підвищення експлуатаційних характеристик елементів авіаційних конструкцій іонно-плазмовими захисними покриттями

4.1.1 Аналіз і синтез структурних особливостей формування вакуумних іонно-плазмових покриттів

Як показано вище, найбільш ефективними і перспективними для елементів авіаційних конструкцій захисними покриттями є покриття, що наносяться газотермічними та іонно-плазмовими методами. При цьому рівень ефективності залежить від матеріалів, на які вони наносяться, їх видів і технологічних процесів. Нижче аналізуються можливості критеріальної оцінки ефективності нанесення покриттів на деталі цього класу конструкцій іонно-плазмовими методами.

В [83] показано, що застосування різних видів поверхневої обробки, що включає нанесення зміцнювальних покриттів традиційними способами поверхневої обробки, різноманітними дифузійними та іншими хіміко-термічними методами, а також нанесенням електролітичних покриттів, наплавлення тощо, не завжди забезпечують повною мірою отримання необхідного комплексу експлуатаційних характеристик [13, 16-18, 40]. У зв'язку з цим все ширше використовуються екологічно чисті, засновані на вакуумній техніці та фізиці плазми, методи поверхневого зміцнення шарів матеріалу деталей та їх модифікування [13, 84, 85, 182-186].

Для іонно-плазмових покриттів виділяють такі експлуатаційні характеристики, що відносяться до деяких групових критеріїв, які складають комплексний критерій «Граничні стани»:

- зносостійкість;

- конструкційна міцність, що включає надійність;
- хімічна стійкість, що включає корозійну стійкість і фретингостійкість.

Потрібних рівень цих експлуатаційних характеристик формується при виконанні ряду вимог, представлених в блок-схемі рис. 4.1, отриманої на основі інформації, раніше викладеної в нашій роботі [85], де також наведено схему процесу формування іонно-плазмових покриттів із заданим (потрібним) рівнем цих характеристик (рис. 4.2).

Виділені в [85] експлуатаційні характеристики іонно-вакуумних покриттів певною мірою розмиті відносно критеріїв ефективності підвищення цих характеристик. Так, конструкційна міцність є поняттям певною мірою як і всі групові критерії, що складають комплексний критерій «Граничні стани» (статична й ударна міцність, втома, стійкість, повзучість, жароміцність, тріщиностійкість), крім деформативності (жорсткості), та входять в цей комплексний критерій як окремі його групові складові «Зносостійкість» і «Хімічна стійкість».

При цьому «Хімічна стійкість», як зазначено вище, включає в себе як одиничні критерії «Корозійну стійкість» і «Фретингостійкість». Включення групового критерію «Надійність» в поняття «Конструкційна міцність», мабуть, не виправдане з позиції класифікаційних уявлень, прийнятих в [152].

Груповий показник «Якість» в роботах, де аналізується ефективність іонно-плазмових покриттів, не розкривається своїми одиничними критеріями, а тільки відзначається, що в основному ці показники зумовлюються можливостями застосованого обладнання для процесу нанесення покриттів, їх керованістю, кваліфікацією оператора та особи, що виконує підготовку деталі під покриття (людський фактор), відтворюваністю технологічного циклу й пов'язаним з нею відсотком браку. Всі ці та інші фактори в комплексі формують забезпечення заданої якості та рівня властивостей покриття оптимальним сполученням його мікротвердості, товщини і пористості.

Комплексний критерій технологічності деталі з іонно-плазмовими покриттями, що формується десятьма груповими показниками, синтезований нами

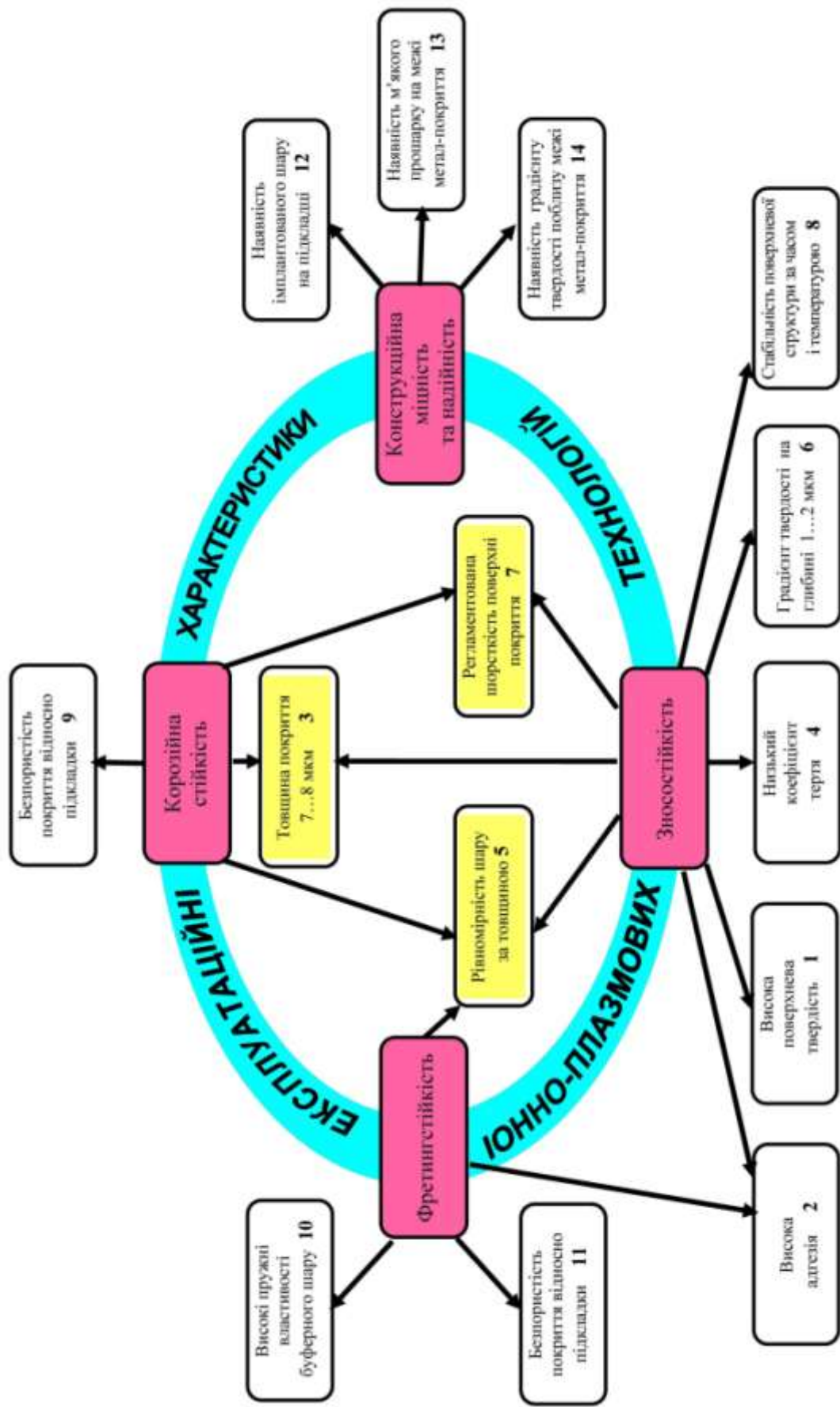


Рисунок 4.1 – Блок-схема формування основних експлуатаційних характеристик іонно-плазмових покриттів функціонального призначення

в [152] (в тому числі трудомісткість виготовлення деталі, її технологічна собівартість, коефіцієнт уніфікації конструктивних елементів (матеріалів покриття), КВМ та ін.) у відомих нам джерелах не відображений не тільки в кількісних, але й в якісних показниках. Це ж в цілому відноситься до комплексного критерію «Показник вартості» та його груповим складовим (вартість матеріалів, оснащення, контролю, технологічних процесів і заробітній платні).

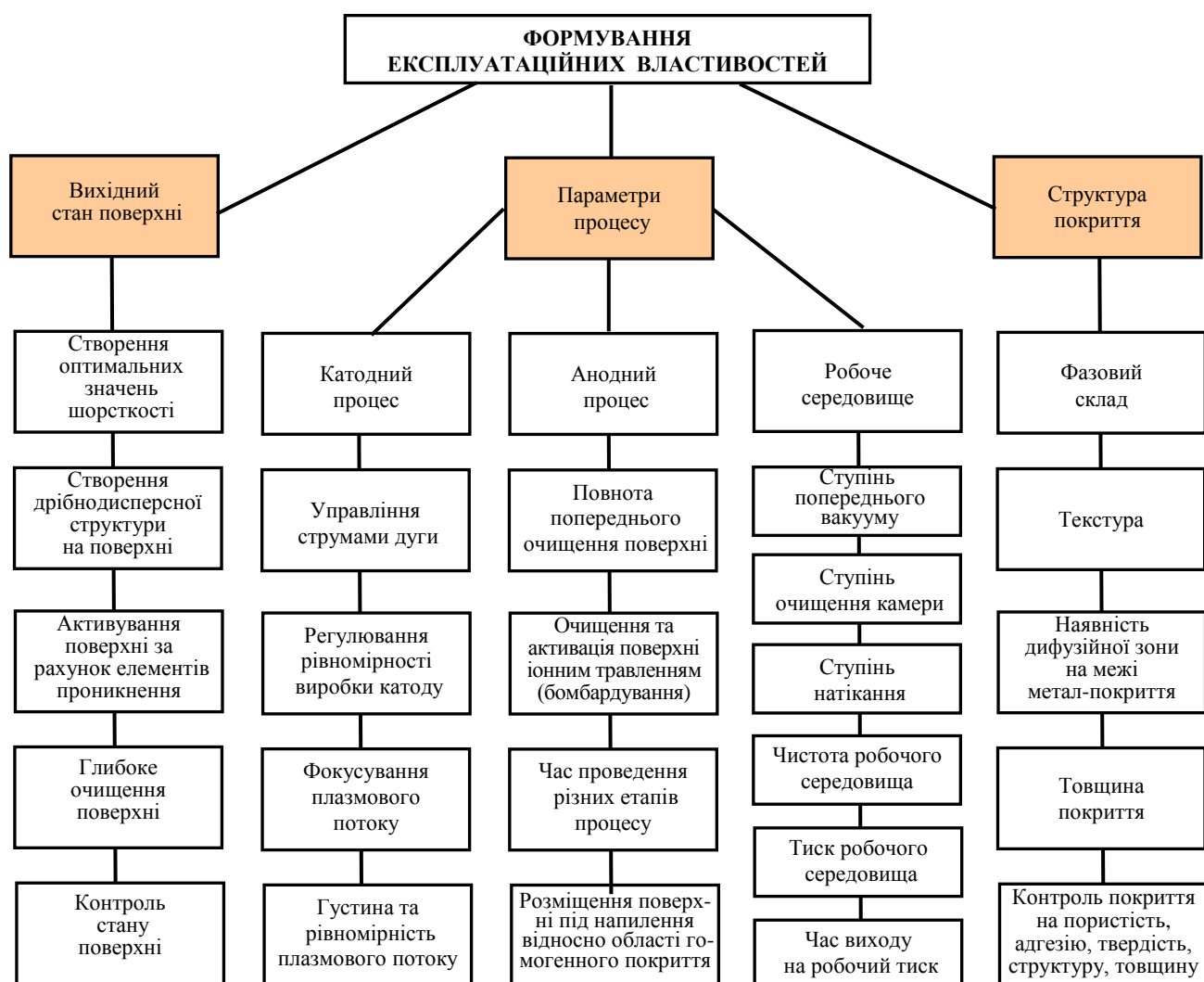


Рисунок 4.2 – Схема процесу формування іонно-плазмових покриттів із заданим рівнем експлуатаційних властивостей

Комплексний критерій «Вагова віддача» стосовно до розглянутого виду підвищення експлуатаційних властивостей, мабуть, можна вважати підпоряд-

кованим цьому виду, як і комплексний критерій «Нормоване середовище експлуатації».

Методи вакуумного іонно-плазмового напилення створюють потік частинок, що взаємодіє з поверхневим шаром матеріалу деталі; ця взаємодія зводиться до протікання взаємопов'язаних фізичних явищ: конденсації, розпилення та проникнення.

Серед вакуумних іонно-плазмових методів основний розвиток отримали метод магнетронно-іонного розпилення (МІР) і метод конденсації з іонним бомбардуванням (КІБ). Їх основна відмінність полягає в способі генерації плазмового потоку, що конденсується. Використання аномального тліючого розряду для генерації плазми конденсату в методі МІР дає значно меншу щільність частинок в порівнянні з генерацією плазми в катодних мікроплівках вакуумної дуги (КІБ). Але в останньому випадку потік плазми містить крапельну та парову компоненти. В обох випадках доприскорення частинок відбувається за рахунок прискорення на потенціалі, прикладеному до підкладки, і, відповідно, кінетична енергія частинок для цих методів має величини одного порядку.

Процеси генерації плазми в установках магнетронного розпилення більш стабільні, легко керовані та мають більше число ступенів незалежного управління в порівнянні з установками, що реалізують метод КІБ. Але істотно більш висока продуктивність при менших розмірах, можливість використання стандартних джерел живлення плазмових випарників (зварювальні апарати, низьковольтні потужні тиристорні джерела струму) і простота привели до більш широкого використання в машинобудуванні установок, що реалізують метод КІБ.

Широкомасштабне впровадження технології зміцнення деталей за допомогою покриттів на підприємствах машинобудування та інших галузей спирається в даний час на використання серійних вакуумних установок класу «Булат» і «Мир», що відрізняються за фізичними принципами перетворення плівкоутворюючих речовин в парову фазу. Однак практика використання даних установок на більшості підприємств показала низьку ефективність як обладнання, так і покриття, обумовлену високим рівнем браку.

Для отримання позитивного ефекту від покриття необхідно підібрати матеріали плівкоутворюючих речовин і композиції їх оптимального сполучення в покритті та забезпечити технологію його нанесення, що визначаються матеріалом деталі й конкретними умовами їх експлуатація. В даний час розроблено значну кількість покриттів, що відрізняються за складом і структурою, перспективних для використання на деталях. Однак їх реалізація гальмується вкрай обмеженими можливостями обладнання, що випускається. Установки «Булат» і «Мир» не мають засобів автоматизації та програмного управління технологічним процесом. Тому якість покриття повністю визначається кваліфікацією оператора і осіб, відповідальних за підготовку деталі під покриття.

Зносостійкість повністю визначається параметрами процесу і тільки регламентовану шорсткість поверхні покриття можна отримати або шляхом підготовки вихідної поверхні, або подальшою обробкою покриття. Стабільності властивостей в часі можна домогтися подальшим нагріванням матеріалу з покриттям за температур 300...400 °С.

Корозійна стійкість - властивість, важко здійснена для цього типу покриттів за даних малих товщин. На думку ряду авторів для таких покриттів безпорице відносно підкладки покриття виходить за його товщини не менше 20 мкм. Внаслідок цього для усунення пористості за малих товщин (7...9 мкм) необхідно застосовувати спеціальні заходи. Одним з напрямків вирішення цього питання є збільшення щільності концентрації центрів зародження покриття - чим більше щільність центрів, тим більше густина покриття. Другий шлях підвищення густини покриття - це імпульсний підвищення негативної напруги на деталях в процесі конденсації, третій шлях - це заповнення пор спеціальними складами. Інші параметри забезпечується процесом напилення і підготовкою поверхні перед процесом.

Фретингостійкість можна забезпечити, закінчуючи процес напилення в двофазної області або біля неї, де значення твердості мінімальні, або ж наповнюючи пори спеціальними складами. При веденні процесу в двох або більш катодній установці можна напилювати на тверді покриття, наприклад, *TiN*,

м'яке покриття типу Al .

Конструкційна міцність і надійність забезпечуються наявністю на межі метал-покриття м'якого буферного шару. Ця властивість формується в процесі нанесення покриття. Для отримання експлуатаційних властивостей покриття необхідний комплексний вплив на матеріал. Сюди відноситься вплив на вихідну поверхню, енергетичні параметри процесу, а також на готову структуру покриття.

Основна задача при підготовці вихідної поверхні полягає в створенні оптимальних геометричних, енергетичних і структурних параметрів, які формують найбільшу густину та рівномірність покриття. Особлива увага повинна приділятися остаточному очищенню структури.

Оскільки визначальними факторами таких експлуатаційних властивостей як зносостійкість і корозійна стійкість є поверхнева мікротвердість і пористість, то спочатку необхідно було встановити взаємозв'язок параметрів процесу з цими факторами. Мікротвердість необхідно було досліджувати не тільки на поверхні, але також і на глибині покриття на «косих» шліфах, що дозволило визначити не тільки товщину покриття, а й зносостійкість його у часі.

Таким чином, в [83] був проведений аналіз закономірностей зміни властивостей вакуумних іонно-плазмових покриттів елементів конструкцій від технологічних параметрів їх формування. Там же показані переваги створення поверхонь зміцнення деталей вакуумними іонно-плазмовими методами магнетронно-іонного розпилення (МІР) і конденсації з іонним бомбардуванням (КІБ), проведене їх порівняння щодо стабільності процесів, продуктивності та простоти реалізації технологій.

Наведена вище схема процесу формування іонно-плазмових покриттів з заданим рівнем їх експлуатаційних властивостей виявила три основні групи факторів впливу на якість покриття: вихідний стан поверхні деталі, параметри процесу і структура покриття. Комплексному обліку цих факторів і їх оптимальному поєднанню, що забезпечує заданий рівень властивостей покриття та їх стабільність, був присвячений ряд наших досліджень.

В роботі [84] в межах аналізу зміни властивостей поверхні деталей з ва-

куумними іонно-плазмовими покриттями на перших етапах їх формування досліджені можливості неруйнівного контролю дефектів поверхневих шарів матеріалу методом екзоелектронної емісії, в результаті якого встановлено взаємозв'язок емісійних параметрів з дефектністю матеріалу, що виявлений методом контактної різниці потенціали (КРП) запропонованим приладом для вимірювання поверхневого потенціалу. Були досліджені зміни стану поверхні на технологічному етапі її попереднього очищення, що показали залежність забруднення поверхні та способу її очищення від енергетичної характеристики - приведеної роботи виходу електрону $\Delta\phi$, а також наданий аналіз способів попереднього очищення поверхні матеріалу та їх ефективності.

В роботі [85] були встановлені характер і особливості зміни властивостей поверхні деталі на етапі її очищені в тліючому розряді та при іонному бомбардуванні плазмою алюмінію, титану і цирконію, міді і плазми складного складу, розкриті причини можливий відхилень структури поверхні та наведені способи стабілізації властивостей. Виявлено, що складаний характер процесу іонного бомбардування, який складається із нагрівання поверхні, іонного травлення, зміни фазового складу поверхні й дифузійного модифікування, істотно впливає на якість і стабільність властивостей формованих покриттів. Таким чином, ефективність процесу очищення поверхні шляхом бомбардування іонами металів залежить від їх енергії та щільності потоку.

Був також проведений аналіз зміни властивостей оксидів за технологічного нагрівання і сформульовані основні вимоги до оксиду легуючого елемента, що забезпечують здатність захистити основний метал від окиснення.

В роботі [86] досліджено процес і структуру, що формується при конденсації вакуумних іонно-плазмових покриттів.

Комплексні аналіз цього процесу дозволив встановити природу аномальних явищ в період нарощування покриття, що призводять до виникнення і зростання дефектів, а також виявити умови, при виконанні яких виключаються дефектні утворення в структурі покриття.

Було показано, що для усунення цих дефектів необхідно порушити кіне-

тичний процес росту кристалу. Один з досліджених в даній роботі шляхів виправлення структури покриття полягав в нанесенні багатошарових покриттів. Проведені структурні дослідження показали, що при нанесенні багатошарових покриттів структура покриття змінюється. Збільшення товщина покриття з 4,6 до 6,2 мкм призводить до посилення його текстурованості та появи нових кристалографічних орієнтацій. Таким чином, для створення першого безтекстурного шару його товщина не повинна перевищувати 0,8 мкм. У цьому випадку кристалографічні орієнтації, що утворюються, не дають можливості утворення кристалу. Нанесення функціональних шарів (нітридних, карбідних) призводить до сильної текстури покриття, причому зі збільшенням товщини покриття зростає інтенсивність його текстури. Зі збільшенням текстурованості покриття зростають напруження і збільшується дефектність за рахунок росту кристалів. Максимальна товщина функціонального шару повинна бути не більше 1,5...2,0 мкм.

Припиненням росту кристалів спостерігається при порушенні процесу формування покриття шляхом введення в процесі нового елемента або його виключення. Так, введення в структуру функціонального покриття проміжного більш пружного шару призводить до утворення нових кристалографічних орієнтувань і повному припиненню зародження кристалів. Поновлення процесу нанесення функціонального шару розгальмовує процес утворення дефектного кристалу; і чим більша товщина цього шару, тим більш інтенсивна його текстура і більша кількість центрів утворення таких кристалів. Збільшення тиску реакційного газу азоту сприяє появі в покритті функціональних кластерів з іншими кристалографічними орієнтаціями. Наявність дефектів в покритті погіршує увесь комплекс властивостей, в тому числі й зносостійкість. Наявність краплинної фази в покритті та дефектних кристалів призводить до суттєвого зменшення зносостійкості, оскільки під впливом зовнішніх сил м'яка крапельна фаза сильно деформується і фактично розмазується по поверхні тертя, знижуючи її працездатність. При цьому вершини дефектних кристалів, що виступають, руйнуються і також потрапляють в робочу зону. Показано, що для підвищення

працездатності таких покриттів необхідно проводити попереднє алмазне вигладжування цих поверхонь з метою видалення виступних дефектних утворень.

Одним з останніх, але вельми істотних дефектів покриттів, є мікродуговий розряд на оброблюваній поверхні, який може утворюватися при подачі високої опорної напруги як при іонному бомбардуванні, так й при конденсації.

Таким чином, формування якісних покриттів на першій стадії зводиться до підготовки поверхні на нанометричну рівні з метою уникнення утворення гвинтових дислокацій. Наступним етапом формування покриття є активація поверхні. Однак в даному випадку необхідно, щоб активація поверхні приводила до заліковування поверхневих дефектів, а не до збільшення їх кількості, оскільки створення додаткових дефектів збільшує нерівномірність розподілу потенціалу по поверхні. Це, в свою чергу, призводить до виборчого росту зародків покриття і утворенню більшої кількості дефектних кристалів. Показано, що процес осадження покриття необхідно вести в кілька етапів, порушуючи кінетику росту стовпчастих кристалів покриття. При виконанні цих умов формування покриття відбувається в певній послідовності, яка включає дефектні утворення в структурі покриттів.

Досить докладно основні аспекти питань аналізу і синтезу викладених вище структурних особливостей формування вакуумних іонно-плазмових покриттів, що включають аналіз основних закономірностей зміни їх властивостей від технологічних параметрів формування, розглянуті нами в [83], а неруйнівного контролю поверхневих шарів на технологічних етапах попереднього очищення та очищення в тліючому розряді й при іонному бомбардуванні поверхні проаналізовані в [84, 85]. Структури покриття, що формуються при конденсації та ін., висвітлені в наших роботах [83-86].

Важливими питаннями забезпечення працездатності іонно-плазмових моношарових покриттів є їх фазовий склад, структура, мікротвердість і товщина. Нижче подано аналіз зміни фазового складу спеціальних зносостійких і надзносостійких покриттів на основі карбідів, нітридів, оксидів, боридів тугоплавких металів, які набули широкого поширення. Всі ці сполуки є типовими фазами

проникнення [187, 188].¹⁾

При утворенні фаз проникнення важливу роль відіграє відношення радіусу атома неметалу до радіусу атома металу r_x/r_m . Якщо це відношення менше критичного значення (близько 0,59), то виникають прості структури, в яких атоми неметалу можна розглядати як «вставлені» в ґратку атомів металу, при цьому ґратка металу відіграє домінуючу роль. За величини відношення r_x/r_m більше 0,59 утворюються більш складні структури.

Істотною особливістю фази проникнення є збереження металевих властивостей (наприклад, електропровідності). Ступінь взаємної розчинності фаз проникнення змінюється в дуже широких межах і залежить не тільки від кінцевої структури, але також від атомних розмірів і електронегативності компонентів-замісників.

Тому в [87] проведено аналіз зміни фазового складу спеціальних зносостійких моношарових іонно-плазмових титанових покриттів. Показано, що формування цього типу покриттів відбувається згідно з діаграмою стану. Підвищення тиску азоту за впливу на поверхню плазми Ti призводить до утворення фази $\alpha-Ti$, фази $\varepsilon-Ti_2N$ з тетрагональною ґраткою і фази $\delta-TiN$ з ґраткою типу $NaCl$. Встановлено, що $\alpha-Ti$ має безтекстурний характер за низької опорної напруги, збільшення напруги призводить до однокомпонентної текстури (1011), інтенсивність якої залежить від товщини покриття.

4.1.2 Закономірності формування моношарових іонно-плазмових покриттів. Зміна фазового складу, структури і властивостей та формування службових характеристик покриття

Нижче подано короткий аналіз зміни структури і властивостей моношарових іонно-плазмових покриттів з нітриду титану [88]. Властивостями плівок нітриду титану можна управляти шляхом змінювання умов в процесі їх нанен-

¹⁾ Термін «фаза проникнення» вперше був використаний Хеггом в його роботах про структуру цих сполук перехідних металів.

сення, тобто за допомогою регульованих параметрів процесу. На установці «Булат» регульованими параметрами є: струм дуги I_o , тиск азоту у вакуумній камері p_{N_2} та величина опорної напруги (напруги зміщення) U_{on} . Ці параметри визначають фізичні характеристики процесу.

Присутність у складі покриття $\alpha-Ti$ і $\varepsilon-Ti_2N$ визначається в основному тиском азоту й опорною напругою (таблиця 4.1). За високого тиску $(5...10) \cdot 10^{-1}$ Па покриття має однофазну структуру нітриду. За більш низького тиску азоту $(0,8...3,0) \cdot 10^{-3}$ Па і напруги 100...200 В, крім $\delta-TiN$, спостерігали також сліди $\alpha-Ti$, а за напруги 250...300 В - $\alpha-Ti$ і $\varepsilon-Ti_2N$. Дослідження текстури покриттів представляє інтерес через її безпосередній вплив на експлуатаційні властивості. Крім того, чутливість текстури до умов напilenня дозволяє використовувати цю характеристику для структурного контролю технології, а також для виявлення особливостей механізму формування покриттів [89].

У таблиці 4.2 наведені результати вимірювання залишкових макронапружень в TiN -покриттях, нанесених на різні підкладки і за різними тисками азоту в камері [88]. Покриття характеризуються високими напруженнями стиску, рівень яких залежить від типу підкладки і тиску азоту. Найбільш високі значення напружень отримані на покриттях, нанесених на нержавну сталь, напруження σ_n збільшуються при підвищенні тиску азоту. Зазвичай залишкові напруження σ_n в покриттях розглядають як суму двох складових [88]. Термічні напруження $\sigma_{терм}$ обумовлені різницею у температурних коефіцієнтах лінійного розширення покриття α_1 і підкладки α_2 . Напруження росту $\sigma_{росту}$ виникають в процесі формування покриття в основному в результаті механічної дії іонного бомбардування.

В таблиці 4.3 наведені значення мікротвердості H_μ , отримані при вимірюваннях на різних покриттях з навантаженням 0,5 Н. Як впливає з таблиці 4.3, мікротвердість покриттів варіюється в широких межах 4000...22000 МПа. В [88] вказують на варіації мікротвердості в межах 4000...40000 МПа. Наші результати демонструють, що величина мікротвердості багато в чому визначається товщиною покриття.

Таблиця 4.1 – Зміна фазового складу покриття TiN відповідно до параметрів процесу

№ зразка	p_{N_2} , x 10^1 Па	I_o , А	U_{on} , В	Фазовий склад	Текстура	
					$\delta-TiN$	$\alpha-Ti$
1	0	60	50	$\alpha-Ti$	–	Немає
2	0	60	100...150	$\alpha-Ti$	–	$hki0+(1011)$
3	0	60	200...250	$\alpha-Ti$	–	(1011)
4	0,8	60	200	$\alpha-Ti+\delta-Ti$	(111)	Немає
5	1,5	60	190	$\alpha-Ti+\delta-Ti$	(111)	Немає
6	2,5	60	200	$\alpha-Ti+\delta-Ti$	(111)	Немає
7	5,6	60	190	$\alpha-Ti$	(111)	Немає
8	0,8	140	100	$\delta-Ti+\alpha-Ti$	(111)+(100)	Немає
9	5,6	140	100	$\delta-Ti$	(111)	Немає
10	10,0	140	100	$\delta-Ti$	(111)	Немає
11	3,0	75	250	$\delta-Ti+\alpha-Ti+$ $+\varepsilon-Ti$	(111)+(100)	Немає
12	5,6*	60	210	$\delta-Ti+\alpha-Ti$	(111)	(0001)

* Багат шарове покриття з шарами $\alpha-Ti$ і $\delta-TiN$, що чергуються.

Таблиця 4.2 – Зміна залишкових напружень в покритті TiN відповідно до параметрів напilenня та матеріалу підкладки

Підкладка	I_o , А	U_{on} , В	p_{N_2} , x 10^1 Па	σ_n , МПа
12X18H10T	95	130	3,0	-3000
13X11H2B2MФ	140	100	0,8	-900
13X11H2B2MФ	140	100	5,6	-1400
13X11H2B2MФ	140	100	10,0	-1600

Для тонкого покриття H_n лише трохи перевищує твердість підкладки (3000 МПа). Для покриттів товщиною 7...16 мкм твердість становить 10000...22000 МПа. Наведені результати відносяться до покриттів, отриманих

за різними режимами напилення, за винятком перших трьох зразків з однієї партії, які відрізняються тільки розташуванням в камері. Для цих зразків варіації мікротвердості однозначно пов'язані з різною товщиною покриттів. Для зразків № 6, 9, 10, умови нанесення яких відрізняються тільки часом напилення (відповідно, 15, 60 і 90 хвилин), варіації товщини від 2,5 до 10,8 мкм обумовлюють відмінності в вимірних значеннях мікротвердості від 8250 до 18100 МПа. Розрахункова твердість покриттів також змінюється відповідно до умов напилення.

Таблиця 4.3 – Зміна товщини і мікротвердості покриття *TiN* відповідно до параметрів напилення та матеріалу підкладки

№ зразка	h , мкм	H_{μ} , МПа	H_{μ}^* , МПа
1	5,7	4200	–
2	5,4	5250	16260
3	4,0	6650	16800
4	1,1	8850	12660
5	2,5	8520	12610
6	3,3	6750	16130
7	4,7	7550	16520
8	8,2	15600	18520
9	10,8	18100	18130
10	11,5	22000	22990
11	16,5	24200	33470

* Розрахункова величина H_{μ} .

Як випливає з аналізу таблиці 4.3, відмінності в товщині покриттів є основною причиною розкиду в значеннях мікротвердості, що спостерігається на практиці. Зіставлення твердості різних покриттів можливо тільки за однакової товщини покриттів. Дослідження показали необхідність контролю товщини покриттів не тільки для забезпечення порівнянності результатів вимірювання мік-

ротвердості, але й з точки зору оцінки працездатності покриттів, яка багато в чому визначається товщиною шару покриття. Суттєвим є і те, що вимірювання мікротвердості зі змінним навантаженням дає можливість оцінювати товщину покриттів.

Рентгеноструктурні дослідження іонно-плазмових покриттів дозволяють отримати цінну інформацію про їх структуру, що включає фазовий склад, параметри ґратки, текстуру, залишкові мікронапруження, спотворення ґратки.

Цінну інформацію для здійснення контролю процесу нанесення покриттів дає вимірювання товщини. Перш за все, це пов'язане з очевидним впливом товщини покриття на його працездатність та інтерпретацію результатів вимірювання мікротвердості. Крім того, як показали наші дослідження, спостерігаються значні варіації товщини покриттів, отриманих за ідентичних умов напилення. Це свідчить про нестабільність процесу нанесення покриттів і недостатність контролю стандартних параметрів процесу (тиск азоту, струм і напруга) для забезпечення відтворюваних результатів. Суттєво, що структурні характеристики, такі як фазовий склад, текстура, залишкові напруження, при цьому можуть залишатися без зміни.

В цілому проведені в [88] дослідження залишкових мікронапружень показали, що напруження росту в покриттях, нанесених методом КІБ, превалюють над термічними. Аналіз зміни мікротвердості покриттів показав досить велику залежність її від товщини покриття: зіставлення твердості покриттів можливо тільки за однакової їх товщини. В роботі [88] розроблено метод визначення товщини покриттів на деталях різної форми з точністю до 0,2 мкм, заснований на ефекті поглинання матеріалом покриття рентгенівського флуоресцентного випромінювання, збудженого в одному з елементів підкладки.

В аналізованих вище публікаціях, присвячених аналізу основних закономірностей формування моношарових іонно-плазмових покриттів, розглянуто зміни фазового складу, структури і властивостей поверхні, на яку наносяться покриття цього виду [88, 89], а також питання формування їх рівноструктурних властивостей, які визначаються рентгенівським флуоресцентним методом, та

зміни структури і властивостей покриттів відповідно до розміщення деталі відносно катоду [87, 88].

Публікація [89] завершує обговорення проблеми формування службових (експлуатаційних) властивостей моношарових іонно-плазмових покриттів нітриду титану. У ній показано, що для отримання експлуатаційних властивостей покриття нітриду титану необхідна комплексна дія на матеріал: вихідну поверхню, кінетичні параметри процесу, а також на готову структуру покриття.

Основна задача при підготовці вихідної поверхні полягала в створенні оптимальних геометричних, енергетичних і структурних параметрів, які формують найбільшу густину і рівномірність покриття.

Деякі експлуатаційні властивості покриття, такі як стабільність, корозійна стійкість і фретингостійкість, можна забезпечити шляхом обробки вже отриманого покриття. Така обробка покращує властивості покриття та усуває його деякі недоліки. Однак найбільш перспективним способом поліпшення експлуатаційних характеристик є оптимізація параметрів процесу.

Проведені нами дослідження матеріалу 11X11H2B2MФ (ЭИ 962) на статичний згин показали, що зразки з покриттям мають більші значення як максимальних напружень згину $\sigma_{зг max}$, так і пластичного $f_{пл}$ і повного прогину $f_{повн}$, ніж зразки без покриття (таблиця 4.4). Особливо наочно це помітно на діаграмах деформації цих сплавів.

Таблиця 4.4 – Зміна характеристик міцності та пластичності за статичного згину відповідно до стану поверхні

Марка матеріалу	σ_s , МПа	Стан поверхні	Механічні характеристики			
			$\sigma_{зг max}$, МПа	$f_{пл}$, мм	$f_{повн}$, мм	H_μ , МПа
ЭИ 962	1300	без покриття	1555	1,95	7,5	4000
		покриття	1745	4,75	не зруйнований	16550
	950	покриття	1730	3,84	7,49 плавний згин без руйнування	15550
		зняте покриття	1630	2,05	5,96	3500

Після нанесення покриття поверхнева мікротвердість сплаву 11Х11Н2В2МФ підвищилася до 16550 МПа.

Підвищення працездатності конструкційних матеріалів спостерігається і при формуванні покриттів з пластичних матеріалів. При напиленні алюмінієвого покриття на підкладку зі сталі 11Х11Н2В2МФ спостерігається поліпшення всього комплексу механічних властивостей, особливо опору втомному руйнуванню, яке збільшується в 2-8 разів (таблиця 4.5), розподіл мікротвердості в композиті метал-*Al* відбувається зі зменшенням значень мікротвердості від підкладки до поверхні покриття.

Таблиця 4.5 – Зміна механічних властивостей сталі 11Х11Н2ВМФ після нанесення покриття *Al* методом КІБ

Вид випробування	Досліджувані властивості	Вид обробки	
		вихідний	покриття <i>Al</i>
Розтяг*	Границя міцності σ_e , МПа	97,5...99,7 / 98,6	98,2...101,2 / 100
	Границя пружності $\sigma_{0,2}$, МПа	90,3...92,6 / 90,7	89,4...93,5 / 91,5
	Відносне видовження δ , %	10,7...12,0 / 11,3	7,0...10,5 / 8,7
	Локальне видовження $\Delta l_i / l$, %	60...90 / 73	60...80 / 70
Згин статичний	Границя пластичності $\sigma_{пл}$, МПа	94,8	101,2
	Границя міцності за згину $\sigma_{зг}$, МПа	128,0	168,0
	Кут згину зони пластичності до руйнувань	2,0 не зруйнований	2,55 не зруйнований
Втома*	$N_{min} \dots N_{max} / N_{сер}$	68000...262000 / 185000	126000...763000 / 523000

* Чисельник – найменші та найбільші показники; знаменник – середні значення.

Дослідження захисної здатності іонно-плазмових покриттів показали також істотну залежність її від густини і пористості утворюваних з'єднань. Застосування плазми інших металів показало, що пористість при утворенні монопокриттів мало залежить від природи металу, і тільки при обробці поверхні плазмою Al вдалося отримати майже безпористе покриття на сталі 30ХГСА.

Зазначається, що вже на стадії іонного бомбардування на поверхні утворюється тонкий модифікований щільний шар, що складається з Al і Al_2O_3 , при цьому вихідна пористість істотно зменшується.

Стабільність властивостей композиту метал-покриття в значній мірі залежить від рівномірності розподілу елементів покриття по його товщині. Так, при нанесенні $\alpha-Ti$ на підкладку спостерігається рівномірний його розподіл по товщині покриття, і тільки на межі поділу метал-покриття утворюється дифузійна зона елементів підкладки та покриття. Нанесення на підкладку більш складного покриття ($Ti-Al-V-Sn$) призводить до нерівномірності розподілу елементів по його товщині. Так, в області біля межі в підкладці спостерігається максимальна кількість Al , яка потім зменшується при наближенні до підкладки [89].

Оскільки структура покриттів знаходиться в напруженому нерівноважному стані, тривалі умови експлуатації повинні впливати на перерозподіл елементів в покритті. Тривала витримка протягом 10 років показала, що інтенсивна дифузія азоту в підкладку спостерігається тільки при відсутності на межі метал-покриття буферного запірною підшару з $\alpha-Ti$.

Резюмуючи основні результати роботи [89], можна зазначити таке:

1. Для забезпечення рівної товщини покриттів на деталях розроблено принцип атестації робочого об'єму камери, що дозволяє встановити область розміщення деталей з метою забезпечення отримання стабільних властивостей.

2. Показано, що обробка поверхні конструкційних матеріалів у вакуумній камері потоком активних плазм різних металів з метою отримання покриттів різного функціонального призначення збільшує їх працездатність.

3. Встановлено, що захисна здатність покриттів визначається величиною

їх дефектності, і отримання заданого рівня корозійної стійкості для монопокриттів являє собою складну задачу, яку можна легко вирішити за допомогою багатошарових покриттів.

4. Стабільність властивостей композиту метал-покриття залежить від рівномірності розподілу елементів покриття по його товщині. Показано, що наявність проміжного буферного шару α -Ti забезпечило стабільність елементів покриття TiN протягом 10 років.

Однак іонно-плазмові моношарові покриття мають, як правило, стовпчасту структуру, яка за збільшення товщини шару призводить до зростання напружень в покритті та перехідній зоні, що знижує адгезійну міцність і сприяє відкриттю пір. Для запобігання цих недоліків доцільно використовувати багатошарові покриття, в яких тонкі шари одного складу перекриваються шарами іншого. При конструюванні покриття необхідно враховувати те, що його структура повинна забезпечувати релаксацію напружень, зменшення пористості, збільшення інтегральної товщини, поступовий перехід від м'якої матриці до твердого функціонального шару.

У роботах [13, 186, 191, 192] досліджені фазовий склад, структура та властивості багатошарових двокомпонентних покриттів.

Основним принципом формування багатошарових покриттів є здійснення релаксації внутрішніх напружень, які накопичуються при збільшенні товщини моношарових покриттів. У зв'язку з цим велике значення має кристалографічна орієнтація проміжних шарів, що релаксуються, і характер поверхні сполучення шарів.

Оскільки внутрішні напруження значною мірою визначаються розбіжностями значень температурного коефіцієнту лінійного розширення між підкладкою і покриттям, а також напруженнями росту товщини покриття, необхідно створювати проміжні шари як між підкладкою і покриттям, так і в самому покритті, в яких напруження росту, що виникають, могли б релаксуватися.

Дослідження структури різних покриттів на основі TiN показало, що чер-

гування нітридних шарів із шарами чистого металу позитивно позначається на захисній здатності покриття, його пористості та величині залишкових напружень. Це особливо проявляється при формуванні додаткового шару Ti_2N після першого шару Ti .

Формування проміжних пластичних прошарків, наприклад, з титану, між твердим покриттям і більш м'якою матрицею знижує рівень залишкових макронапружень з 9000 до 7500 МПа для моношарового покриття, а нанесення перехідного шару Ti_2N після компенсаційного шару з титану знижує рівень залишкових напружень до 5000 МПа.

Дослідженнями ряду авторів [186, 191] встановлено, що максимальна корозійно-зносостійкість багат шарових іонно-плазмових покриттів $Ti - Ti_2N - Ti - TiN - Ti - TiN$ забезпечується текстурою з переважними кристалографічними орієнтуваннями $(11\bar{2}0)$ в первинному шарі титану і (111) - в нітриді титану відносно межі поділу покриття-підкладка. Наявність шарів з орієнтуванням $(11\bar{2}0)_{O_3} (11\bar{2}0)_{O_3} // (110)_{O_3_{2N}} \parallel (111)_{T_3N}$ сприяє виникненню мінімальних термічних напружень на межі поділу фаз і, як наслідок, формуванню мінімальних величин залишкових макронапружень. Виявлена кореляція між структурою багат шарових покриттів, їх текстурою та експлуатаційними властивостями дозволила створити конструкцію покриття, що забезпечує корозійну стійкість в умовах 90 діб сольового туману.

На основі дослідження фазового складу, текстури, залишкових напружень і характеристик субструктури багатоконпонентних покриттів встановлено кристалохімічні закономірності формування в них нанокристалічних структурних станів, що мають високі корозійно-зносостійкі властивості.

Розроблено багатоконпонентне покриття $Zr - Nb - N - C$ з дисперсною структурою (3...5 нм), яке складається на 80...90 % із фази з граткою типу $NaCl$ на основі ZrN , в якій розчинені ізоморфні фази: ZrC , NbN і NbC , що відрізняються параметрами гратки на +2, -3,6 і -3,1 %, відповідно; інші 10... 20 % складають нерозчинні в ZrN дві фази NbN з гексагональною граткою [192].

Технології нанесення іонно-плазмових покриттів, що сприяють підвищен-

ню їх експлуатаційних характеристик, перманентно вдосконалюються [84-89], [189], йде інтенсивне нарощування досвіду і знань, необхідних для кількісної критеріальної оцінки ефективності деталей з покриттям цього класу.

Досить докладно основні аспекти закономірностей формування моношарових іонно-плазмових покриттів, а саме зміна фазового складу [87], структури і властивостей поверхні [88] та формування службових характеристик іонно-плазмових покриттів на основі нітриду титану [89], викладено в згаданих наших роботах. На основі викладених вище результатів отримано три патенти на корисні моделі [90-92].

4.2 Ефективність газотермічних покриттів

4.2.1 Аналіз ефективності застосування газотермічних покриттів для деталей авіаційної техніки

Однією з істотних особливостей газотермічного напилення є можливість управління складом, структурою і, відповідно, властивостями покриттів за рахунок застосування різних порошкових композицій з широким інтервалом співвідношення компонентів (металів, сплавів, оксидів, боридів, нітридів, сульфідів, графіту, твердих мастил тощо) [82, 128].¹⁾

В основі процесу газополуменевого напилення лежить пластифікація порошку в високотемпературному джерелі тепла (ацетилен-кисневому полум'ї) і нанесення його газовими потоками на попередньо підготовлену поверхню. Перевагами даного методу є висока продуктивність процесу, локальність обробки, незначний вплив на підкладку, можливість нанесення покриттів на вироби великих розмірів, відсутність сполучень матеріалів покриття і підкладки. Відповідно до призначення покриття і деталі, умов її експлуатації, контактів сполучених поверхонь використовують газополуменеве напилення порошку без подальшого оплавлення, з одночасним або наступним оплавленням. Техноло-

¹⁾ Нижче значною мірою використаний матеріал, викладений в нашій монографії [66].

гічний процес газополуменевого напилення складається з трьох основних етапів: нагрівання поверхні деталі до температури 200...250 °С; нанесення підшару; нанесення основних шарів, що дозволяють отримати покриття з необхідними фізико-механічними властивостями [129].

На міцності зчеплення покриття з основою впливають спосіб підготовки, параметри струминної обробки і час витримки поверхні після обробки; попереднє підігрівання, підшар, ефективна потужність полум'я, параметри процесу розпилення, матеріал покриття та ін. [129].

Процес плазмового напилення полягає в інжекції матеріалу покриття у вигляді порошку заздалегідь заданого складу у високотемпературний плазмовий струмінь, який створюється в плазмотроні. У плазмовому струмені частинки порошку розплавляються і розганяються у напрямку до підкладки. Розплавлена металева крапелька «розплющується» на підкладці і розтікається по поверхні. На структуру і властивості одержуваного покриття впливають такі параметри процесу як ступінь попереднього підігрівання, характеристики плазмотрону, відстань від плазмотрону до робочого тіла тощо [130].

Перевагами методу плазмового напилення є:

- висока продуктивність процесу;
- велика кількість параметрів, які забезпечують гнучке регулювання процесу напилення;
- регулювання в широких межах якості покриттів, в тому числі отримання особливоякісних покриттів при проведенні процесу з загальним захистом;
- високий КВМ (0,3...0,8);
- можливість комплексної механізації та автоматизації процесу;
- широка доступність методу;
- достатня економічність [82].

Для плазмового напилення придатний будь-який матеріал, який можна виготовити у вигляді порошку необхідних фракцій, хоча для оптимізації процесу плавлення частинок порошку з різною температурою плавлення може вимагатися деяка модифікація конструкції плазмотрону [130].

Головний недолік процесу плазмового напилення полягає в тому, що він є процесом «прямої видимості», тобто здатним наносити покриття лише на відкриті ділянки підкладки, які не затінені з боку джерела осаджуваних частинок. При обробці деталей складної форми це обмеження створює проблеми в регулюванні товщини покриття через ефект «затінення» - повного або часткового блокування потоку осаджуваних частинок порошку на одну частину деталі іншою її частиною, що знаходиться на лінії прямої видимості від джерела і затуляє від нього цю область підкладки. Така проблема вирішується за рахунок складного переміщення оброблюваної деталі і плазмотрона при нанесенні покриття [130].

При детонаційному напиленні порошок транспортується до оброблюваної поверхні за допомогою ударної хвилі, що виникає в результаті вибуху суміші газів (ацетилену, водню та ін.) з киснем і забезпечує швидкість переміщення частинок порошку 800...1300 м/с. В результаті зіткнення частинок з поверхнею виділяється тепло, що сприяє утворенню міцного зчеплення частинок з підкладкою і між собою. Даний метод дозволяє отримувати безпористі покриття із матеріалів з температурою плавлення вище температури вибуху. Розміри і форма виробів в цьому випадку не обмежені та визначаються технічними можливостями пристроїв для їх переміщення в процесі нанесення покриття, а також розмірами звукоізованого боксу [82, 107].

Перевагами методу детонаційного напилення є висока якість напилених покриттів (пористість $P \leq 1\%$, міцність зчеплення більше 10 МПа); можливість напилення покриттів на холодні вироби ($T_{вир} \leq 200\text{ }^\circ\text{C}$); помірне нагрівання виробів при їх напиленні ($T_{вир} \leq 250\text{ }^\circ\text{C}$); достатньо висока продуктивність та широка номенклатура матеріалів для напилення; невисока чутливість до стану вихідної поверхні напилення [82].

В практиці напилення використовуються як однорідні порошки різних матеріалів, так і гетерогенні порошки складної структури - композиційні, а також їх механічні суміші [93].

Широке застосування механічних сумішей порошоків для нанесення пок-

риттів обумовлено простотою та дешевизною їх приготування: вони можуть перемішуватися на будь-якому обладнанні або спікатися з подальшим подрібненням. Однак основним недоліком їх є сегрегація компонентів при змішуванні, транспортуванні з дозуючих пристроїв, а також в процесі нанесення, що призводить до нерівномірності структури, збільшення пористості, зниження міцності та погіршення експлуатаційних характеристик покриття [101].

Композиційний порошок - порошок складного складу, кожна частинка якого складається з макрооб'ємів декількох компонентів, що відрізняються за хімічним складом, та ідентичні за якісним складом всій решті [101].

У порівнянні з механічними сумішами при напиленні композиційних порошків забезпечуються такі переваги:

- захист основного матеріалу ядра частинки від взаємодії з газовим струменем ($WC - Ni$);
- отримання гетерогенних дрібнодисперсних структур з рівномірним розподілом компонентів в покритті ($WC - BN - Ni$);
- екзотермічна взаємодія, що сприяє нагріванню порошку і поліпшенню умов формування покриттів ($Ni - Al$);
- утворення принципово нових фазових і структурних складових з дисоційованих матеріалів ($W - CuO$);
- утворення покриттів з матеріалів, які самостійно не формують покриття ($C - Ni$);
- підвищення міцності капсульованих порошків ($WC - BN - Ni$);
- підвищення густини ($MgO - Ni$), теплопровідності ($Al - Al_2O_3$) і текучості порошків;
- підвищення КВМ;
- розширення номенклатури порошків [128].

Створення і застосування газотермічних порошкових покриттів дозволяє усунути розрив між вимогами авіаційної техніки до конструкційних матеріалів і властивостями класичних сплавів [101].

Високотемпературне покриття для суперсплавів являє собою металевий,

керамічний або комбінований поверхневий шар, здатний запобігти або уповільнити пряму взаємодію матеріалу підкладки з потенційно агресивним навколишнім середовищем. Пошкодження матеріалу при такій взаємодії може проявлятися у вигляді його окиснення або корозії, а також зниження механічних властивостей підкладки за рахунок дифузійного насичення сплаву шкідливими елементами за високих температур [130].

Покриття на суперсплавах застосовують для вузлів і деталей високотемпературних секцій газових турбін. Потреба в таких покриттях виникла в 50-х роках минулого століття під час виробництва авіаційних двигунів, коли стала очевидною несумісність вимог до складу матеріалу для покращення його високотемпературної міцності та досягнення оптимального ступеню захисту від впливу високотемпературного навколишнього середовища. Підвищення робочої температури викликало інтенсивне окиснення нікелевих і кобальтових суперсплавів, що застосовувалися для виготовлення робочих і напрямних лопаток турбін. Необхідність вирішення проблеми захисту матеріалів від окиснення в авіаційних двигунах призвела до розробки спеціальних (алюмінідних) покриттів, деякі з яких застосовуються і досі [130].

Однак такі покриття виявилися неефективними при так званій гарячій корозії. Гаряча корозія (корозія, модифікована присутністю на поверхні сплавів шару осаду, що призводить до зміни характеру взаємодії даного сплаву з навколишнім середовищем) відбувається в газових турбінах. Рівень корозійного роз'їдання матеріалів значною мірою залежить від виду і чистоти палива, яке використовується, а також якості повітря, що подається в зону горіння. Природа гарячої корозії така, що роз'їдання, яке вона викликає, майже завжди призводить до більш істотної деградації сплавів, ніж «звичайна» корозія у такому самому газовому середовищі, але без поверхневого модифікованого шару осаду. Це призвело до розробки покриттів інших типів, призначених спеціально для захисту від гарячої корозії. Пізніше був виявлений ще один механізм роз'їдання, відомий як низькотемпературна гаряча корозія. Для його заглушення потрібно було розробити покриття зовсім іншого складу, ніж для захисту від класич-

ної гарячої корозії. Таким чином, різні покриття різних класів і технології їх нанесення розроблялися відповідно до збільшення вимог, що висувалися до матеріалів при розширенні сфери їх застосування [130].

На вибір покриття впливає багато факторів. Основною причиною застосування покриття є необхідність захисту матеріалу підкладки від шкідливого впливу навколишнього середовища. При виборі покриття слід враховувати всі можливі ефекти, пов'язані з впливом як самого покриття, так і процесу його нанесення, на механічні або теплофізичні властивості суперсплаву, включаючи вплив взаємної дифузії елементів між покриттям і підкладкою під час роботи за високих температур. Технологія нанесення покриття залежить від геометрії оброблюваної деталі, оскільки деякі методи дозволяють обробляти лише відкриті ділянки деталі. Також на вибір конкретного типу покриття завжди впливає його вартість [130, 194].

В даний час найбільш поширеними методами нанесення оверлейних (зовнішніх) покриттів на суперсплави є фізичне осадження з парової фази (PVD-процес) і плазмове напилення [130].

Хоча сама технологія плазмового напилення покриттів не нова, проте її застосування в вакуумованих камерах низького тиску є відносно новим процесом. Для багатьох сучасних покриттів, що містять хімічно активні елементи типу *Al* і *Cr* (наприклад, покриття $MeCrAlY$, де *Me* – метал), технологія плазмового напилення за низького тиску дозволяє мінімізувати утворення оксидних дефектів в структурі свіжонапиленних покриттів. Перевагами процесу за низького тиску є більш високі швидкості частинок порошку при напиленні та розширеної області розпилення. Покриття також можна наносити і в захисній атмосфері інертного газу. Адгезія плазмових покриттів з підкладкою забезпечується наступною термічною обробкою.

У порівнянні з PVD-процесом метод плазмового напилення значно більш гнучкий з точки зору управління композиційним складом покриття, оскільки не залежить від тиску парів елементів, що входять до складу покриття [66, 130].

Найбільш широко для захисту від окиснення застосовують оверлейні по-

криття складу $NiCoCrAlY$. Додання Co в базисний склад $NiCrAlY$, крім деякого підвищення стійкості до впливу зовнішнього середовища, також покращує пластичність покриття.

Ще однією перевагою $NiCoCrAlY$ -покриття при високотемпературному застосуванні є їх більш висока температура плавлення, яка практично не залежить від складу та властивостей підкладки. При цьому плавлення дифузійної зони за більш низької, ніж для об'єму самого оверлейного покриття, температури не відбувається. Оверлейні покриття витримують температуру $1288\text{ }^{\circ}\text{C}$, однак висока температура плавлення оверлейних покриттів супроводжується їх дуже низькою температурною міцністю, що може призвести до термовтомного розтріскування за циклічних умов роботи [130].

Найкращим оверлейним $NiCoCrAlY$ -покриттям для роботи в умовах гарячої корозії є композиція на основі Co з відносно високим вмістом Cr і Al . Покриття на основі Ni (або $NiCo$) і Fe ефективні при роботі в окиснювальних середовищах і середовищах, що викликають досить слабку гарячу корозію. Прикладом $MeCrAlY$ -покриття з хорошим опором гарячій корозії є покриття складу $Co-29Cr-6Al-0,3Y$, на поверхні якого, незважаючи на відносно високий вміст Cr , утворюється Al_2O_3 . Зазвичай зі збільшенням співвідношення концентрацій Cr і Al стійкість до гарячої корозії зростає, але одночасно дещо погіршується опір окисненню. Серед оверлейних покриттів, захисні властивості яких забезпечуються наявністю на поверхні плівки Al_2O_3 , найбільшу стійкість до гарячої корозії мають покриття з максимально можливим для даного рівня механічних властивостей вмістом Cr , в які додані Y , Cr , Pt і Hf [66].

Інший підхід до розробки оверлейних покриттів, стійких до гарячої корозії, полягає в використанні Si або в якості верхнього шару для двох- чи багатшарових покриттів, або як головного оксидоутворюючого елемента в покриттях типу $NiCrSi$ [66].

Деградація $MeCrAlY$ -покриттів при гарячій корозії характеризується наявністю сульфідів і оксидів в об'ємі покриття. Як правило, поява збагачених хромом сульфідів передують утворенню внутрішніх оксидів. В результаті відбува-

ється збіднення покриття такими необхідними для утворення захисної оксидної плівки елементами як Al і Cr , що призводить до руйнування покриття.

Досвід застосування деяких $MeCrAlY$ -покриттів першого покоління свідчить про можливість їх тривалої експлуатації. За рахунок збільшення товщини покриття, що можливо при використанні технологій нанесення оверлейних покриттів, підвищується довговічність деталей з покриттями в корозійних умовах. Оверлейні $MeCrAlY$ -покриття ефективні для захисту деталей, що працюють в умовах гарячої корозії за не надто жорсткого термоциклування [66, 130].

Оверлейні покриття з відносно високим вмістом Cr (більше 30 %), включаючи покриття типу $MeCrX$ і $MeCrAlY$, відносяться до покриттів, захисна дія яких обумовлена переважним утворенням Cr_2O_3 . Всі покриття з високохромистих сплавів на основі Co , Ni і Fe можуть служити ефективним захистом проти низькотемпературної гарячої корозії. Однак через можливе локальне підвищення температури деяких зон конструкцій в процесі роботи і необхідність захисту їх як від високо-, так і низькотемпературної корозії, більш кращими є високохромисті покриття на основі Co [66, 130].

У теперішній час широке застосування отримали теплозахисні бар'єрні покриття (ТЗБП), що являють собою багатошарову систему, яка складається з ізолювального керамічного зовнішнього покриття (верхній шар) і металевого внутрішнього покриття (сполучний шар) між керамікою і підкладка. Спочатку більшість ТЗБП наносили методом плазмового напилення $MeCrAlY$ на повітрі, зараз також застосовують плазмове напилення за низького тиску. Шорсткість поверхні як сполучного металевого, так і верхнього керамічного шарів, що наносяться методом плазмового напилення, сприяє хорошій адгезії їх між собою [66, 130].

Призначення керамічного шару - забезпечити теплову ізоляцію металевій підкладці, щоб температура її поверхні не перевищувала максимально допустиме значення. Відповідно до теплопровідності кераміки, товщини покриття і теплових навантажень на деталь, що визначаються особливостями її конструкції й системою охолодження, градієнт температура по товщині покриття може

досягати декілька сотень градусів. Як керамічний шар часто застосовують ZrO_2 , що має дуже низьку теплопровідність і досить високий (для кераміки) температурний коефіцієнт лінійного розширення (ТКЛР). Однак при нагріванні вище температури $1170\text{ }^\circ\text{C}$ в ZrO_2 відбувається перехід від моноклінної до тетрагональної структури, який супроводжується об'ємними змінами (4...6 %), що можуть призводити до відшарування керамічного шару від підкладки. Виключити такі зміни можливо шляхом зсуву фазового переходу в область більш низьких температур, аж до кімнатних, за рахунок стабілізації тетрагональної фази в ZrO_2 при додаванні в нього MgO , CaO , Y_2O_3 і оксидів РЗМ (PSZ - частково стабілізований ZrO_2) [66, 130].

Хоча верхній шар з ZrO_2 і забезпечує необхідний тепловий захист, однак він не є серйозним бар'єром для перенесення кисню. Основним призначенням металевого сполучного шару є захист підкладки від агресивного зовнішнього середовища, оскільки інтенсивне утворення оксидів на межі поділу метал-кераміка може викликати відшарування кераміки.

Слід зазначити, що в ТЗБП діє безліч джерел деформації матеріалу покриття, обумовлених наявністю залишкових напружень, що виникають вже в процесі нанесення покриття; відмінністю ТКЛР кераміки і металів; окисненням і корозією сполучного шару; фазовими перетвореннями в кераміці при термоцикуванні; градієнтами температур в деталях, що працюють в гарячій зоні газових турбін; можливою механічною деформацією деталей в процесі експлуатації. Як наслідок, керамічний шар часто набуває схильність до відшарування безпосередньо по межі поділу кераміки з металевим сполучним шаром.

У зв'язку з цим проводяться розробки таких технологій нанесення покриттів, які дозволяли б отримувати менше чутливу до деформації структуру керамічного шару і більш стабільний шар металевого сполучного покриття з хорошими механічними властивостями і підвищеною стійкістю в агресивному навколишньому середовищі. Це може бути досягнуто за рахунок більш жорсткого контролю фазової структури нанесеного покриття або навмисного введен-

ня дефектів в покриття в процесі його нанесення. Фазовий склад покриття досить чутливий до складу та структури вихідного порошку, а також до змін параметрів процесу плазмового напилення (температури підкладки, відстані від плазмотрону до робочого тіла тощо). Введення дефектів в керамічний шар здійснюють при жорсткому контролі над цими параметрами, що необхідно для отримання необхідної пористості і/або бажаного розвитку мікротріщин в осаджуваному шарі. Отриманню необхідної дефектної структури також сприяють деякі технологічні операції, що проводяться вже після нанесення покриття, зокрема відпал і гартування [130].

Застосування сполучних шарів з підвищеною окиснювальною і корозійною стійкістю також призводить до поліпшення робочих характеристики покриття. Захисну дію сполучного шару можна доповнити за рахунок поверхневої обробки (лазерного глазурування кераміки), а також вибору таких параметрів процесу плазмового напилення перед його закінченням, які приводили б до формування щільного поверхневого шару, який запобігає абсорбції агресивних солей.

Зараз в ТЗБП використовують, як правило, ZrO_2 , частково стабілізований 6...8 % Y_2O_3 . Значне зниження температури поверхні деталей гарячих секціях двигуна літака, що досягається завдяки ТЗБП, дозволяє виключити проблему деформації деталей за рахунок повзучості [130, 193].

Випробування покриттів з ZrO_2 , стабілізованого 6 і 20 % Y_2O_3 або 21 % MgO , показали, що найбільшу термостійкість мають покриття з підвищеною пористістю (15...20 %) і мікротріщинами. Як підшар використовували сплав $Ni-21Co-18Cr-13Al-0,7Y$ [93].

Досліджено корозійну стійкість плазмових покриттів з ZrO_2 , стабілізованого 8 і 20 % Y_2O_3 і $MgO \cdot ZrO_2$. Покриття наносили на сплави $Ni-Co$ зверху проміжного шару зі сплаву $Ni-20Co-11Al-0,4Y$. Випробування проводили в потоці продуктів згоряння рідкого палива з незначними добавками Na, V, P, Ca, Fe і Mg в умовах циклічного нагріву тривалістю 500 циклів по

1 год. Температура газів становила 1150 °С, температура підкладки - 800, 850 і 900 °С. Встановлено, що за низької температури підкладки більшість складів покриттів витримують 500 циклів. За більш високої температури стійкими є склади на основі ZrO_2 , стабілізованого 8 % Y_2O_3 , а також склади з $MgO \cdot ZrO_2$. Зі збільшенням вмісту домішок в паливі за температури 800 °С тривалість 500 циклів витримує тільки склад з 8 % Y_2O_3 [93].

Покриття із суміші $MeCrAlY$ і оксиду ZrO_2 , стабілізованого Y_2O_3 , нанесені на турбінні лопатки, випробували в потоці газу за температури 1010 °С. Руйнування покриттів відбувалося переважно на межі поділу метал-кераміка. Порівняльні випробування за температури 1037...1260 °С показали, що покриття з ZrO_2 в суміші зі сплавом $CoCrAlY$ мають в два рази більшу жаростійкість, ніж у разі використання як металевої складової сплаву $NiCr$. Теплозахисний шар з кераміки $MgO \cdot ZrO_2$ в суміші зі сплавом $NiAl$ дозволяє у три рази підвищити термін служби камери згоряння [93].

Покриття з ZrO_2 , частково стабілізованого добавками MgO , підвищують термін служби деталей газотурбінних двигунів (ГТД) на 50 %, скорочують кількість необхідного для охолодження повітря, а також створюють передумови для підвищення температури на вході в турбіну. Подвійні покриття $Al_2O_3 - PSZ$ наносять на робочі поверхні сопіл реактивних двигунів. На поверхні камер згоряння реактивних двигунів наносять покриття з PSZ або потрійні покриття $NiCr - (NiAl - ZrO_2 - MgO) - (ZrO_2 - MgO)$ (третій шар - зовнішній). За рахунок нанесення покриттів з $NiCr$ -сплавів і ZrO_2 , стабілізованого MgO , на різні деталі повітряно-реактивних двигунів (лопатки турбіни і компресора, камера згоряння, підшипники та ін.) вдається підвищити ресурс їх роботи з 4000 до 24000 год [195].

Таким чином, еволюція розробки покриттів для суперсплавів пройшла шлях від простих алюмінідних покриттів на початку 50-х років минулого століття до $MeCrAlY$ -покриттів, і завершилася створенням ТЗБП. Покриття типу $MeCrAlY$ з високим вмістом Al забезпечують досить високий опір окиснюван-

ню за високих температур, а застосування ТЗБП дозволяє досягти ще вищої температури згоряння палива в турбіні, яка недосяжна ніяким іншим способом. Застосування високохромистих покриттів типу $MeCrAlY$ і $MeCrX$ спільно з алюмінідами металів забезпечує максимальну стійкість до гарячої та низькотемпературної корозії [130].

Конструкція сучасних літальних апаратів і авіадвигунів являє собою багатофункціональну систему взаємопов'язаних конструктивних елементів, вузлів і механізмів з великою кількістю рухомих і номінально-нерухомих з'єднань, деталі яких під час експлуатації піддаються тертю і зносу. Так, тільки в комплекті шасі широкофюзеляжного транспортного літака кількість рухомих з'єднань перевищує 390, а загальна кількість вузлів тертя літака з урахуванням потенційної можливості малих відносних переміщень у всіх з'єднаннях може визначатися 6-7-значним числом. Незважаючи на значні досягнення в технології авіабудування, знос і пошкодження деталей у вузлах тертя залишаються одним з основних факторів, що знижують експлуатаційну надійність і обмежують ресурс авіаційної техніки [66, 126].

Знос розглядають як один із проявів поверхневого руйнування деталей, яке відбувається під дією сил тертя. Характерною ознакою зносу, що відрізняє його від інших процесів поверхневого руйнування (в тому числі корозії), є наявність силового впливу на поверхню деталі [126].

Одним з найбільш складних видів зносу в авіаційних конструкціях є фретинг-корозія. Такий вид зносу характерний для деталей номінально-нерухомих з'єднань, що працюють в умовах циклічних і вібраційних навантажень, які для більшості конструктивних елементів літальних апаратів є постійно діючими факторами [126].

Ефективним способом захисту деталі авіаційної техніки від корозії і зносу (в парах тертя, при газо- і гідроабразивному зносі, втомному руйнуванні поверхневих шарів, фретинг-корозії, корозійно-механічному зносі) є газотермічні порошкові покриття. Завдяки застосуванню газотермічного напилення період між профілактичними оглядами авіаційних газових турбін збільшився з 4000 до

24000 год. Так, в двигунах літаків Boeing міститься міститься 600 деталей з плазмовими покриттями, а в двигунах літаків Concorde, Airbus, Mirage плазмове напилення використовують для захисту 90 вузлів [66, 93].

Плазмові покриття на основі WC зі зв'язкою Co або Ni застосовують в «холодній» зоні ГТД ($T < 540$ °C). Для напилення використовує порошки литого сплаву $WC-12Co$, спечених сплавів $WC-12Co$ і $WC-17Co$, механічної суміші $WC-12Co$ з самофлюсувальним нікелевим сплавом і композиційним порошком $80Ni-20Al$. Такі покриття відрізняються високою стійкістю до зношування абразивними частинками і в умовах фретинг-корозії, а також мають високу міцність зчеплення за помірних температур [93].

Для захисту від фретинг-корозія за температур до 540 °C також застосовують плазмове напилення сплавів на основі Cu (алюмінієві бронзи, сплави $Cu-Ni$ і $Cu-Ni-In$), $Ni-Al$, нікелеві самофлюсувальні сплави в суміші з Mo , композиційним порошком і твердими сплавами [93].

Для підвищення зносостійкості деталей в умовах фретинг-корозії застосовують покриття, отримані плазмовим напиленням з використанням плакованих нікелем порошків Cr_3C_2 і TiC (КХН-30 складу $70Cr_2O_3-30Ni$, КТН-35 складу $65TiC-35Ni$, КТН-50 складу $50TiC-50Ni$), а також складнолегованого евтектичного сплаву на основі заліза ВТН складу $Fe-(Cr; Ni; V; Ti; C; B)$ [126].

Для захисту від високотемпературної фретинг-корозії ($T = 540...840$ °C) застосовують плазмові покриття із сплавів $Ni-Al$ і Co (в тому числі з добавкою Y), композиційних порошків $Ni-Al$, сумішей на основі Cr_3C_2 . Ефективними в таких умовах є покриття гетерогенного типу - тверді включення, рівномірно розподілені в більш м'якій в'язкій матриці [66, 93]. Плазмове напилення використовують при нанесенні Mo на гніздо підшипників валу ротора агрегату допоміжного струму з титанового сплаву; твердого сплаву $WC-Co$ - на посадкове місце підшипника насосу; сплаву $Cu-Ni$, легovanого In - на замки вентиляторних лопаток; покриття з WC товщиною 0,25 мм (після шліфування) - на зовнішній циліндр переднього колеса шасі літака та ін.

Обвивки генераторів літаків працюють в умовах термічних і механічних ударів, сильної вібрації в інтервалі температур від -60 до $+490$ °С. Цим умовам задовольняють плазмові покриття з Al_2O_3 , що наносяться на нікельований мідний дріт, який використовується для обвивки [93].

Крім функціональності слід зазначити ще один важливий аспект, пов'язаний з використанням покриттів. Оскільки в процесі експлуатації деталей авіаційної техніки на їх поверхні утворюються дефекти в результаті зносу, механічних пошкоджень, корозії і розтріскування, то для подальшої роботи таких деталей необхідне відновлення їх початкових розмірів. Своєчасний та якісний ремонт деталей методами газотермічного напилення дозволяє запобігти виникненню несправностей і відмов, продовжити ресурс, забезпечити можливість безпечної експлуатації авіаційної техніки протягом всього призначеного ресурсу [93, 126].

Ремонту напиленням піддають деталі зі сплавів Al, Mg, Ti, Ni і складнолегованих сталей. Вибір матеріалу покриття і способів напилення залежить від умов роботи, характеру дефекта, ТКЛР основи і покриття, можливості маніпулювання деталлю, величини зносу тощо [66, 126, 194].

В процесі ремонту авіаційної техніки значна кількість деталей, які відбраковуються через істотний знос, складають деталі, виготовлені з титанових сплавів. Це обумовлено високою схильністю до схоплювання і низькою зносостійкістю титанових сплавів в умовах тертя. Як правило, такі деталі входять до складу номінально-нерухомих з'єднань, знос яких викликаний розвитком фреттинг-корозії [126].

Серед існуючих способів газотермічного напилення в авіаремонтному виробництві для відновлення деталей з титанових сплавів найбільш широко використовуються детонаційне та плазмове напилення. Детонаційне напилення ефективно для відновлення деталей з невеликою площею дефектних поверхонь, таких як бандажні полки робочих лопаток компресора ГТД, локальні місця вироблення деяких корпусних деталей тощо. За допомогою детонаційного напилення формуються найбільш щільні покриття з низькою пористістю і високою ад-

гезійною і когезійною міцністю.

Плазмове напилення застосовують для відновлення як малогабаритних з невеликою площею деталей, так і великогабаритних деталей зі значною площею дефектів. Однак у порівнянні з детонаційними покриттями плазмові покриття мають більшу пористість, меншу адгезійну та когезійну міцність.

Газополуменеве напилення для відновлення титанових деталей авіаційної техніки не знайшло широкого застосування внаслідок низької густини й адгезійної міцності покриттів [93, 126].

Для відновлення деталей з титанових сплавів (наприклад, робочих лопаток компресора для деяких типів ГТД) методом детонаційного напилення застосовують механічні порошкові суміші $WC - Co$ і $WC - Ni$.

При ремонті зношених деталей авіаційної техніки широко застосовують плазмові покриття з Mo , інтерметалічного сплаву ВКНА (ПН75Ю23В) на основі Ni_3Al з доданням тугоплавких металів, порошкового матеріалу ПС-12НВК-01, композиційних порошкових матеріалів на основі Cr_3C_2 , TiC та ін. [126].

Матеріал ПС-12НВК-01 – це механічна суміш порошків з нікелевого самофлюсовального сплаву $NiCrBSi$ і карбиду WC (60 %). У такій суміші твердий, зносостійкий, але крихкий компонент WC (75 HRC) з'єднаний з більш пластичним матеріалом $NiCrBSi$ (54...60 HRC), що формує матрицю покриття [93].

За допомогою методів ізотермічного напилення із застосуванням відповідних матеріалів робочим поверхням деталей одночасно з відновленням можна надати і більш високу зносостійкість.

Серед деталей системи механізації крила літаків характерним дефектом є знос опорної поверхні рейок випускання-прибирання закрилків і передкрилків в місцях контакту з роликками каретки. На різних типах літаків рейки механізації крила виготовляють з високоміцних титанових сплавів або сталей. Робочі поверхні сталевих рейок електролітично хромують. З огляду на істотну технологічну складність таких деталей і, відповідно, їх високу вартість, розробка технологічних процесів поверхневого зміцнення та відновлення рейок під час ремонту є актуальною задачею [126].

Так, в конструкції механізму управління закрилками транспортного літака рейки були виготовлені з титанового сплаву ВТ22 на відміну від попередніх конструкцій зі сталі 40ХНМА, що дало можливість значно збільшити ресурс і виключити корозію і сколювання хромового покриття, характерних для сталевих деталей. Проте, при напрацюванні близько 6000 польотів (більше призначеного ресурсу літака) в зонах розміщення каретки під час зльоту, приземлення та крейсерського режиму були виявлені неприпустимі ямки зносу від роликів каретки (рис. 4.3). Механізм такого зносу - фретинг [16].

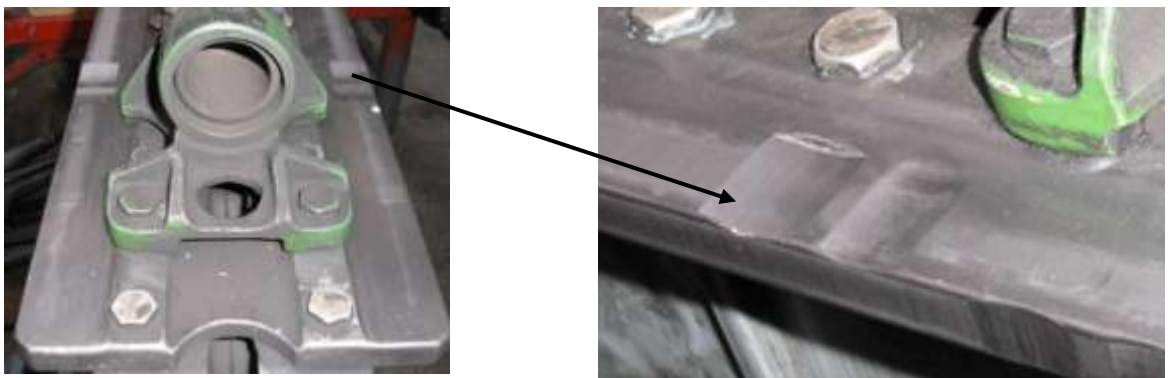


Рисунок 4.3 – Загальний вигляд рейки управління закрилками з ямками зносу [16]

Ефективним технологічним методом відновлення рейок з титанового сплаву ВТ22 є детонаційне і плазмове напилення покриттів з зносостійких матеріалів і Mo . Така технологія забезпечує можливість відновлення локальних областей зносу робочих поверхонь рейок з одночасним підвищенням їх зносостійкості [16, 126].

Для ремонту деталей ГТД методами газотермічного напилення застосовують такі матеріали як Al , сплав $Co-25,5Cr-10,5Ni-7,5W$, композиційний порошок $80Ni-20Al$ (для отримання жаростійких шарів і підшару), СНГН, ВН-30 ($WC-30Ni$), ВК-15 ($WC-160Co$), Cr_2C_3-Ni (для отримання зносостійких шарів) [93].

Деталі реактивного двигуна відновлюють газотермічним напиленням

сплаву $WC-Co$, Cr_2C_3 , Mo , сплаву на основі Co з доданням Ni , Cr , W . Досвід застосування плазмового напилення при ремонті реактивних двигунів показав, що тривалість ремонту знижується в середньому на 50 %, а довговічність деталей, відновлених плазмовим методом, підвищується по окремих вузлах (деталі турбокомпресорів, форсунки тощо), тривалість відновлення скорочується з 30...60 до 1...2,3 год [66, 93].

Для відновлення деталей з магнієвих і алюмінієвих сплавів застосовують плазмові покриття з $NiAl$ і Cr_2C_3 зі зв'язкою, міцність зчеплення яких становить 84...85 і 76...81 МПа, відповідно [93].

Плазмовий метод напилення широко використовується при ремонті таких деталей як поворотні чіпи шасі, втулки, букси. Застосування покриття не тільки підвищує термін служби деталі, але і дозволяє її багаторазово відновлювати. Термін служби деталі при цьому визначається втомою або повзучістю самого матеріалу, а не його поверхневими властивостями.

Цілеспрямоване створення поверхневих шарів методом газотермічного напилення є ефективним методом захисту і підвищення експлуатаційних властивостей деталей авіаційної техніки. Використання зносостійких, корозійностійких, жаростійких, теплоізоляційних та інших видів газотермічних порошкових покриттів дозволяє істотно скоротити втрати металу, витрати ресурсів на їх відшкодування і дає можливість підвищити якість, надійність і довговічність деталей і вузлів авіаційних конструкцій при відносно невисоких технологічних витратах [196].

4.2.2 Критеріальна оцінка підвищення експлуатаційних характеристики деталей авіаконструкцій з захисними покриттями, що наносяться газотермічними методами

Вище узагальнені результати численних публікацій [16, 66, 82, 93, 101, 107, 126, 128-130, 191, 193, 195], що стосуються захисту авіаційних конструкцій від впливу різних факторів середовища експлуатації, найбільш ефективних газотермічних методів напилення, що включають в себе газополуменеві, плазмові

та детонаційні [196]. Аналіз і синтез цих та інших результатів досліджень дозволили узагальнити їх у вигляді блок-схеми переваг газотермічних методів нанесення захисних покриттів і факторів, що впливають на їх структуру і властивості (рис. 4.4).

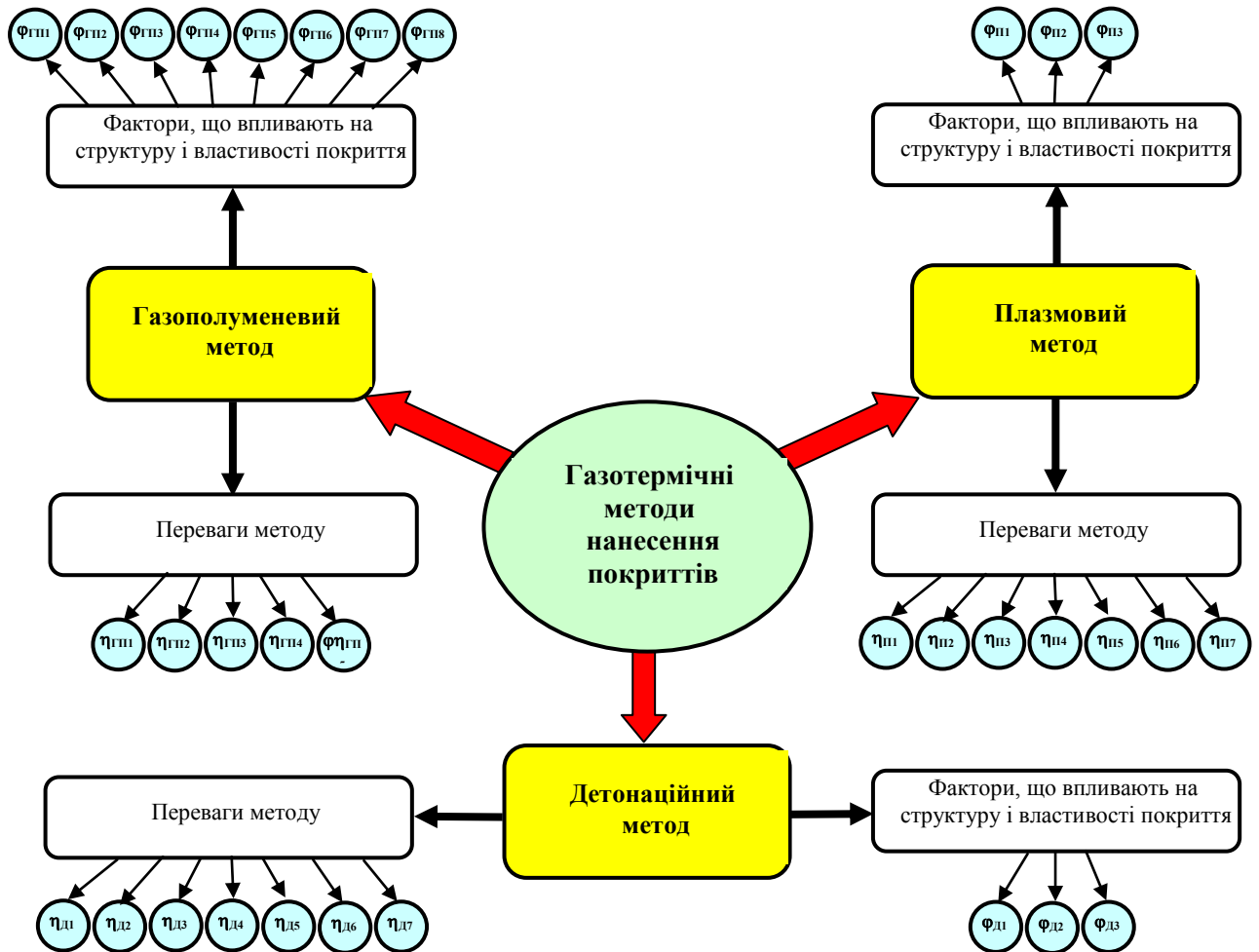


Рисунок 4.4 – Схема переваг газотермічних методів нанесення захисних покриттів і факторів, що впливають на їх структуру і властивості

Представлені в блок-схемі основні фактори, що впливають на структуру та властивості газотермічних покриттів, наведені в таблиці 4.6, а таблиця 4.7 містить основні переваги аналізованого класу захисних покриттів.

В наведеному в таблиці 4.6 вигляді фактори, що впливають на структуру і властивості покриттів, тобто на його якість, ще не можуть безпосередньо використовуватися для оцінки порівняльної ефективності аналізованих покриттів.

Таблиця 4.6 – Рівні факторів, що впливають на структуру та властивості (якість) газотермічних покриттів

1 Фактори газополумєневих покриттів $\varphi_{ГПi}$	
$\varphi_{ГП1}$	Ступінь відповідності регламенту способу підготовки поверхні покриття
$\varphi_{ГП2}$	Ступінь відповідності параметрів струминної обробки поверхні покриття регламентним вимогам
$\varphi_{ГП3}$	Ступінь відповідності часу витримки поверхні покриття після обробки регламенту
$\varphi_{ГП4}$	Ступінь відповідності параметрів попереднього підігрівання поверхні регламентним умовам
$\varphi_{ГП5}$	Ступінь відповідності параметрів підшару поверхні покриття регламентним вимогам
$\varphi_{ГП6}$	Ступінь забезпечення ефективної потужності полум'я струменю вимогам до якості покриття
$\varphi_{ГП7}$	Ступінь відповідності параметрів процесу розпилення струменю вимогам до якості покриття
$\varphi_{ГП8}$	Ступінь забезпечення матеріалу покриття регламентним вимогам до його умов експлуатації за міцністю, надійністю та ресурсу
2 Фактори плазмових покриттів $\varphi_{Пi}$	
$\varphi_{П1}$	Ступінь відповідності параметрів попереднього підігрівання поверхні регламентним умовам
$\varphi_{П2}$	Ступінь відповідності характеристик плазмотрона забезпеченню вимог до якості покриття
$\varphi_{П3}$	Ступінь забезпечення необхідної відстані від плазмотрону до робочого тіла вимогам потрібної якості покриття
3 Фактори детонаційних покриттів $\varphi_{Дi}$	
$\varphi_{Д1}$	Ступінь реалізації необхідної потужності ударної хвилі для регламентної якості покриття
$\varphi_{Д2}$	Ступінь забезпечення необхідної швидкості переміщення частинок порошку для реалізації регламентної якості покриття
$\varphi_{Д3}$	Ступінь відповідності габаритів ізолювального бокса регламентам до забезпечення якості покриття

Таблиця 4.7 – Переваги газотермічних методів нанесення захисних покриттів

1 Переваги газополуменевого методу напилення $\eta_{ГПi}$	
$\eta_{ГП1}$	Висока продуктивність процесу
$\eta_{ГП2}$	Локальність обробки поверхні покриття
$\eta_{ГП3}$	Слабкий вплив параметрів процесу на підкладку
$\eta_{ГП4}$	Можливість нанесення покриття на більші розміри поверхні виробу
$\eta_{ГП5}$	Відсутність регламентів сполучення матеріалів покриття й підкладки
2 Переваги плазмового методу напилення $\eta_{Пi}$	
$\eta_{П1}$	Висока продуктивність процесу
$\eta_{П2}$	Широкі можливості гнучкого регулювання процесу напилення його параметрами
$\eta_{П3}$	Регулювання в широких межах якості покриття
$\eta_{П4}$	Високий КВМ до 0,8
$\eta_{П5}$	Можливість комплексної механізації й автоматизації процесу напилення
$\eta_{П6}$	Широка доступність методу
$\eta_{П7}$	Економічність процесу напилення
3 Переваги детонаційного методу напилення $\eta_{Дi}$	
$\eta_{Д1}$	Висока якість напилених покриттів з пористістю $P \leq 1 \%$.
$\eta_{Д2}$	Висока міцність зчеплення покриття з матеріалом підкладки
$\eta_{Д3}$	Можливість напилення покриття на виріб при низькотемпературному нагріванні $T_{вир} \leq 200 \text{ }^\circ\text{C}$
$\eta_{Д4}$	Помірне нагрівання виробу під час напилення покриття $T_{вир} \leq 250 \text{ }^\circ\text{C}$
$\eta_{Д5}$	Висока продуктивність процесу напилення
$\eta_{Д6}$	Широка номенклатура матеріалів, що напилюються
$\eta_{Д7}$	Низька чутливість до стану вихідної поверхні підкладки

Вважається, що для такої оцінки кожен з цих факторів повинен бути гармонізований з деякими кількісними індексами, сума яких по кожному з трьох видів газотермічних покриттів повинна бути показником порівняльної ефекти-

вності того чи іншого виду для даного конкретного матеріалу покриття і основного матеріалу.

Вважається, що основою такої кількісної індексації факторів може з'явитися аналог генеральної визначальної таблиці (ГВТ), яка успішно використовується при інженерному прогнозуванні розвитку будь-яких об'єктів [97], в тому числі обсягів застосування конструкційних матеріалів в авіабудуванні [98].

ГВТ представляється у вигляді нормованого спеціального словника, що дозволяє перетворити дані, які містяться в джерелах інформації, у формалізовані оцінки. Рівні реалізації встановлюються експертами за п'ятибальною шкалою [148] (таблиця 4.8).

Таблиця 4.8 – Генеральна визначальна таблиця рівнів факторів та їх складових

№ позиції	Найменування рівня реалізації фактору (складової)	Оцінка	
		Базисні бали	Бали, скореговані за вагами
1	Реалізація фактору практично відсутня	1	0,1...1
2	Низький рівень реалізації фактору (складової)	2	1,5...2
3	Середній рівень реалізації фактору (складової)	3	2,5...3
4	Високий рівень реалізації фактору (складової)	4	3,5...4
5	Реалізація фактору (складової) практично повна	5	4,5...5

Повертаючись до системи факторів таблиці 4.6, зазначимо, що порядок цих синтезованих факторів не визначає їх значущість в аспекті внеску в зростання ефективності того чи іншого газотермічного методу в інтегральну якість покриття. Встановлення значущості кожного фактору визначається експертом (експертною групою).

Таким чином, рівень ефективності конкретного покриття визначається як

$$R = \sum_{i=1}^n a_i \varphi_i, \quad (4.1)$$

де φ_i - значення i -го фактору таблиці 4.6, виражене експертом в балах, скоординованих за рівнями їх реалізації для конкретного матеріалу покриття і методу напилення; a_i - коефіцієнт вагомості (значущості) i -го фактору за експертною оцінкою; n - кількість факторів, що враховуються при реалізації відповідного методу газотермічного напилення.

Встановлення пріоритетності за ефективністю того чи іншого покриття в межах реалізації відповідного методу визначається максимальним значенням R_{\max} . При цьому R_{\max} для різних методів різний за величиною.

Питання про пріоритетність того чи іншої методу напилення повинне вирішуватися шляхом експертної оцінки по ГВТ переваг газотермічних методів за допомогою аналізу їх порівняльної значущості пріоритетів η_i таблиці 4.7, перетвореної до встановлення їх рівнів (ступеню відповідності регламентним вимогам) аналогічно представленим таблицею 4.6.

Тоді рівень ефективності реалізації конкретного газотермічного методу для певного покриття Q визначається як

$$Q = \sum_{i=1}^m b_i \eta_i, \quad (4.2)$$

де η_i - значення i -ої переваги перетвореної таблиці 4.7, виражене експертом в балах, скоординованих за рівнями їх реалізації для конкретного методу напилення; b_i - коефіцієнт вагомості i -ої переваги за експертною оцінкою; m - число переваг відповідного методу напилення покриття.

Аналогічно встановленню пріоритетності факторів ефективності покриття ефективність методу визначиться максимальним значенням Q_{\max} . Таким чином, питання про якісний вибір ефективного за умовами експлуатації покриття, що реалізується відповідним методом напилення, в першому наближенні можна вважати вирішеним.

Однак цей підхід не дає ще достатнього уявлення про можливість критеріальної оцінки рівня експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій з захисними покриттями, що наносяться газотермічними методами. Для вирішення цього завдання вважається виправданим скористатися концептуальним підходом до критеріальної оцінки, реалізованим раніше в нашій роботі [152] (рис. 2.1)

Вхідні до блок-схеми рис. 2.1 комплексні критерії представлені з включеним до них груповими за винятком показників якості та технологічності, за якими має місце як неоднозначності, що стосуються як їх змісту, так і статусу, який визначається відповідними стандартами або аналогічними їм документами [152].

Запропонована класифікація критеріїв ефективності в перспективі не включає розширення шляхом обґрунтованого введення нових додаткових одиничних, групових і комплексних критеріїв, які не суперечать правилам теорії класифікації [155].

Крім того, з класифікаційної схеми рис. 2.1 можуть виключатися ті чи інші критерії та їх складові при оцінці ефективності виготовлення того чи іншого класу (підкласу) деталей методами порошкової металургії, якщо матеріал-замінник або сфера експлуатації деталі не вимагають обліку виключних показників.

Кількісна оцінка критеріїв ефективності виконується відповідно до загальноприйнятих принципів і правил, наведених в досить повному обсязі, наприклад, в [148].

Кожному з критеріїв блок-схеми рис. 2.1 відповідає комплекс експлуатаційних характеристик (властивостей), сума яких зумовлює рівень підвищення ефективності покриття з того чи іншого матеріалу, отриманого відповідним газотермічним методом, в порівнянні з базовим (замінним) покриттям або незахищеним матеріалом.

Більшість з виділених вище комплексних критеріїв визначають ефективність заміни матеріалу покриття на обраний за викладеною вище методикою,

якщо сума вхідних до них групових критеріїв, не менше одиниці.

Чисельна критеріальна оцінка ефективності газотермічних покриттів реалізується відповідно до розробленого в розділі 2 концептуального підходу за формулами (2.1-2.7).

Висновки по розділу 4

1. Проведено аналіз ефективності іонно-плазмових і газотермічних покриттів деталей агрегатів літака та зроблена їх критеріальна оцінка.

2. Виконано аналіз і синтез структурних особливостей формувань вакуумних іонно-плазмових покриттів, що реалізують експлуатаційні характеристики, які відносяться до групових критеріїв комплексного критерію «Граничні стани»: зносостійкість, конструкційна міцність, що включає надійність, та хімічна стійкість, що включає корозійну стійкість і фретингостійкість.

Потрібний рівень цих характеристик формується при виконанні вимог, представлених в синтезованій блок-схемі.

3. Розроблено схему процесів формування іонно-плазмових покриттів із заданим рівнем експлуатаційних властивостей, що включає складові вихідного стану поверхні, основні параметри процесу та структури покриття.

4. На основі дослідження фазового складу, текстури, залишкових напружень і характеристик субструктури багатокомпонентних покриттів встановлено кристалохімічні закономірності формування в них нанокристалічних структурних станів, що мають високі корозійно-зносостійкі властивості: додавання легуючих атомів, які дають фази проникнення, ізоморфні з фазами проникнення основного компоненту і відрізняються параметром ґратки менш, ніж на 10 %, призводить до формування дисперсної структури багатокомпонентних покриттів.

5. Розроблено багатокомпонентне покриття $Zr-Nb-N-C$ з дисперсною структурою (3...5 нм), що складається на 80...90 % з фази з ґраткою типу $NaCl$ на основі ZrN , і рекомендації щодо його реалізації.

6. Встановлено, що найкраща працездатність багатошарової композиції досягається при кристалографічній орієнтації демпфуючого шару титану ($11\bar{2}0$) і нітриду титану (111), а найбільш високий рівень експлуатаційних властивостей мають покриття з чергуванням шарів: підкладка - $Ti-Ti_2N-TiN-Ti-TiN$. Таке сполучення шарів забезпечує процес самопасивації поверхні покриття навіть за наявності не більше п'яти пор на квадратний сантиметр.

7. Проведений аналіз можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій із захисними порошковими покриттями, які наносяться газотермічним методами, дозволяє зробити такі висновки:

- експлуатаційні характеристики деталей авіаконструкцій з газотермічними покриттями можуть оцінюватися критеріями, запропонованими в межах концептуального підходу до критеріальної оцінки можливостей підвищення властивостей деталей з традиційних конструкційних матеріалів, замінних формованими порошковою металургією, що включають одиничні, групові, комплексні рівні, які складають інтегральний критерій ефективності;

- з кожного рівня цих критеріїв можуть бути виключені ті чи інші складові, які не є визначальними (характерними) для виробів розглянутого класу.

8. Проте в даний час фактичні дані щодо експлуатаційних характеристик деталей з газотермічними покриттями, що зумовлюють їх критеріальну ефективність як за граничними станами (втома, зносостійкість, хімічна стійкість тощо), надійності (довговічність, ремонтпридатність тощо), так і за показниками якості, технологічності і вартості, надто обмежені, носять переважно якісний характер, що ускладнює кількісну оцінку критеріальної ефективності в порівнянні з деталями без покриттів.

У той же час проведений аналіз за своєю спрямованістю, мабуть, стимулює в перспективі реалізацію концептуального підходу до критеріальної оцінки характеристик виробів даного класу в першу чергу в плані послідовного розширення повноти цього оцінювання.

РОЗДІЛ 5

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ПОРОШКОВИХ МАТЕРІАЛІВ І ПОКРИТТІВ У ВУЗЛАХ ТЕРТЯ ВІТЧИЗНЯНИХ ЛІТАКІВ

У попередньому розділі проведена критеріальна оцінка ефективності іонно-плазмових і газотермічних порошкових покриттів. Нижче узагальнені результати теоретичних досліджень і практичний досвід ДП «Антонов» в аспекті ефективності порошкових матеріалів і покриттів триботехнічного призначення, а також деталей з антифрикційних матеріалів.

5.1 Підвищення триботехнічних характеристик титанових деталей літаків

Досвід експлуатації літаків і аналіз експлуатаційних руйнувань деталей, виготовлених з титанових сплавів, показує, що переважну кількість випадків виходу з ладу агрегатів можна розділити на три типи: втомне руйнування, знос і фретинг, про що згадувалося в попередніх розділах.

Втомні руйнування характерні для високонавантажених деталей літаків, що працюють в умовах динамічних знакозмінних напружень. З огляду на, що в даний час є досить надійний методичний інструментарій розрахунку конструкцій на втому, поява експлуатаційних втомних руйнувань свідчить про прорахунки конструктора і вважається конструктивним браком або дією нерозрахованих зовнішніх впливів. До останніх можуть бути віднесені виробничо-технологічні порушення, впливи зовнішніх факторів, особливо їх комбінації (невраховані навантаження, вплив зовнішнього середовища, позаштатні перевантаження тощо). Для запобігання втомних руйнувань виконують підсилення деталей шляхом збільшення міцності, розмірів або жорсткості з метою зниження діючих напружень нижче граничних для даного матеріалу. Попередню оцінку втомної міцності особливовідповідальних агрегатів проводять за результатами стендових випробувань, що імітують зовнішні впливи на випробовуваний

об'єкт, а остаточну картину дозволяє отримати тільки експлуатація [196].

На відміну від втоми, вихід з ладу вузлів тертя від зносу і фретингу попередньо розрахувати неможливо, стендові та лабораторні випробування дають приблизний результат в силу багатофакторності зовнішніх впливів, тому відповідь на питання про живучість трибовузла дає тільки експлуатація. Важливість питання надійності вузлів тертя підтверджується такими цифрами: більше 50 % випадків виходу з ладу вузлів і агрегатів літака пов'язано зі зношуванням рухливих шарнірних з'єднань, 90 % ремонтних деталей в літаку - результат зношування вузлів тертя. Вузли тертя в літаку зазнають значні вібраційні навантаження, вплив зовнішніх факторів (пил, істотні перепади температур від -60 до 100 °C). У зв'язку з цим практично неможливо знайти універсальний спосіб захисту трибовузлів від зносу, і тому необхідний індивідуальний підхід до кожного вузла.

Відомо [16, 20, 33-44, 197], що титанові сплави мають низькі триботехнічні характеристики, що не дозволяє їх використання як захисні покриття в вузлах тертя, зокрема, літаків. З іншого боку, титанові сплави мають максимальну (серед конструкційних матеріалів) питому міцність [198], що робить їх незамінними при виготовленні деяких конструкцій літака, наприклад, вузлів шасі, що мають рухливі з'єднання. В триботехніці прийнято для вузлів тертя використовувати захисні покриття різного функціонального призначення, які змінюють в потрібному напрямку властивості поверхонь, що труться. У разі літакових конструкцій необхідно враховувати вплив покриттів на механічні властивості основи (в першу чергу на втоми).

У літакобудуванні для титанових трибовузлів традиційно використовуються гальванічні нікелеві та хромові покриття [199], які суттєво знижують втомні характеристики основи і, отже, обмежують область використання. В зв'язку з цим пошук покриттів, які б підвищували триботехнічні властивості поверхні, а також не знижували втомні та механічні характеристики основи, є важливим для титанових вузлів тертя літака.

Найбільш широко застосовуваним в літакобудуванні високоміцним ти

тановим сплавом є сплав ВТ22, хімічний склад якого наведений в таблиці 5.1.

Таблиця 5.1 – Хімічний склад сплавів ВТ6 і ВТ22 у мас. % (ОСТ 1 90013-81) [16]

Сплав	<i>Ti</i>	<i>Al</i>	<i>V</i>	<i>Mo</i>	<i>Fe</i>	<i>Cr</i>
ВТ6	основа	5,3...6,8	3,5...5,3	–	–	–
ВТ22	основа	4,4...5,7	4,0...5,5	4,0...5,5	0,5...1,5	0,5...1,5

Для підвищення триботехнічних властивостей сплаву ВТ22 на поверхню випробовуваних зразків наносили різні покриття: як традиційні, так і нові. Зразки потім випробовували на тертя в однакових умовах на машині тертя М22М із мащенням гідрорідиною АМГ10, яка подавалася в зону тертя гнотовим способом (граничне тертя). Результати випробувань представлені в таблиці 5.2.

Таблиця 5.2 – Зносостійкість покриттів* на титановому сплаві ВТ22

Покриття	Без покриття	ДЕХО	ВКНА	N_2	ПГ10Н-01	$TiB_2 - NiMo$	<i>Ni</i>	<i>Cr</i>	<i>Mo</i>
Лінійний знос, мкм/мм	360	158	21,6	14,6	13,9	12,8	12,4	11,2	9,3

*ДЕХО (дифузійна електрохімічна обробка) і *Cr* наносили гальванічним способом; ВКНА і ПГ10Н-01 – плазмовим способом; *Ni* - хімічним способом; N_2 - хіміко-термічна обробка (азотування); $TiB_2 - NiMo$ і *Mo* - електроіскровим легуванням.

Ці ж покриття випробували на фретингостійкість на машині МФК1 за однакового режиму: амплітуда переміщень $A = 175$ мкм; навантаження 20 МПа; частота $\nu = 30$ Гц; температура $T = 20$ °С; база випробувань $N = 500$ тис. циклів. Результати випробувань представлені в таблиці 5.3.

З представлених результатів випробувань випливає, що електроіскрове легування титанових сплавів молібденом призводить до істотного підвищення триботехнічних властивостей поверхні. Ряд дослідників [99], [100] відзначають хороші триботехнічні властивості молібденових покриттів при роботі в сірков-

місних мастилах. При використанні як підкладки під покриття титанових сплавів можна очікувати і підвищення механічних характеристик композиту молибденове покриття – титановий сплав. Молибден має близький до титану модуль зсуву (в порівнянні з жорсткими боридними, оксидними або нітридними покриттями), високу пластичність і необмежену розчинність в β -титані [198]. Все це дозволяє прогнозувати низький рівень залишкових напружень на межі покриття - підкладка, що має забезпечувати високу міцність від втоми і хороші адгезійні властивості.

Таблиця 5.3 – Фретингостійкість покриттів на титановому сплаві VT22

Покриття	Без покриття	ДЕХО	ВКНА	N_2	ПГ10Н-01	$TiB_2 - NiMo$	Ni	Cr	Mo
Знос, мкм	212	196	31,2	14,6	26,9	19	28,4	12,2	11,7

Для виключення впливу хімічного складу підкладки на властивості електроіскрових молибденових покриттів подальші дослідження структури, фазового складу, механічних властивостей, їх зміни в процесі нагрівів і трибовипробувань проводили на сплаві VT6, до складу якого не входить молибден (таблиця 5.1).

Покриття наносилось у відповідності з раніше відпрацьованим для сплаву VT22 ручним режимом на установці ЕЛІТРОН 20: робочий струм $I = 1,5$ А; ємність конденсаторів $C = 210$ мкф; електрод - дріт Mo діаметром 5 мм.

Для більш чіткого визначення впливу молибденового покриття на структуру і властивості сплаву спеціально (методами швидкісної термомеханічної обробки [201]) була створена дрібнозерниста глобулярна мікроструктура, схильна до трансформації в більш грубу при зовнішніх механічних і термічних впливах та, відповідно, до зміни механічних властивостей в бік погіршення.

При дослідженні мікроструктури зразків (рис. 5.1) після електроіскрового легування молибденом встановлено, що структура підкладки відповідає вихідної та характеризується дрібнозернистою будовою з глобулярними виділеннями

α -фази і відсутністю границь колишнього β -зерна. Розмір структурних складових близько 3...4 мкм. Покриття досить рівномірне за товщини близько 20 мкм, межа між покриттям і основою чітко позначена. Покриття має незначну пористість. Ніяких структурних змін на межі покриття - основа не виявлено, що свідчить про незначний термічний вплив процесу електроіскрового легування на матеріал основи.

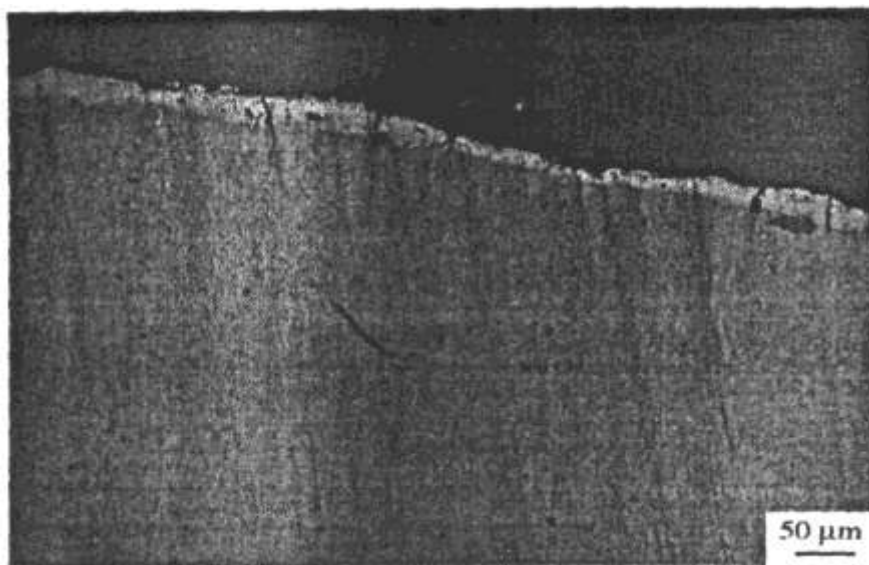


Рисунок 5.1 – Структура сплаву VT6 з електроіскровим покриттям молібдену

Рентгенофазовий аналіз поверхні зразків після нанесення електроіскрового молібденового покриття показав істотну зміну фазового складу поверхні в порівнянні з вихідним станом (рис. 5.2). Початковий стан сплаву характеризується двофазною ($\alpha + \beta$)-структурою з вмістом β -фази в межах 10 % [198], що і спостерігається на рентгенограмі. Після нанесення покриття на поверхні зразків видно відображення тільки від β -фази або молібдену.

Піки β -фази титану і піки молібдену збігаються, тому для визначення хімічного і фазового складу поверхні були проведені дослідження на мікроаналізаторі. Дослідження проводилися на зразках після нанесення покриттів і після трибовипробувань на доріжці тертя; результати досліджень представлені на рис. 5.3-5.4.

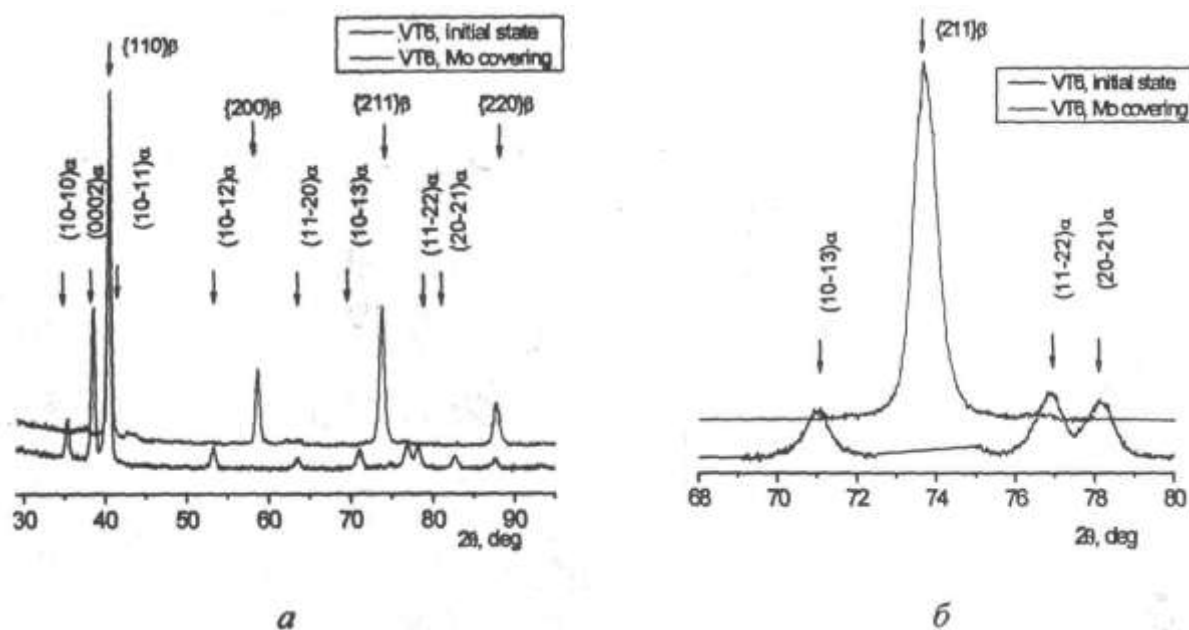


Рисунок 5.2 – Структура сплаву VT6 до (а) і після (б) електроіскрового легування молібденом

Після проведення випробувань на тертя була вивчена за допомогою електронного мікроскопу топографія поверхні доріжок тертя і фазовий склад на доріжці і поза нею; результати досліджень представлені на рис. 5.5-5.7.

Нижче наведені результати аналізу досліджень. Відпрацьований режим електроіскрового легування молібденом дозволяє наносити рівномірні товщиною близько 20 мкм покриття незалежно від марки титанового сплаву (підкладки). Режим нанесення покриттів не надає великого енергетичного впливу на підкладку, про що свідчить відсутність структурних змін в сплаві, навіть враховуючи спеціально підготовлену дрібнозернисту структуру. Електронномікроскопічні дослідження (рис. 5.3-5.4) з одного боку підтверджують дані світлової мікроскопії щодо товщини і рівномірності покриття, а з іншого - дозволяють більш досконало уявити будову самого покриття.

Показано, що покриття складаються з двох шарів, один з яких (зовнішній) є молібденом, а другий, що знаходиться під ним, являє собою суміш змінного складу молібдену і сплаву VT6. Співвідношення між цими шарами різне і, очевидно, пов'язане з імпульсним характером нанесення покриттів, а, отже, нерівномірністю енергетичного впливу по площі.

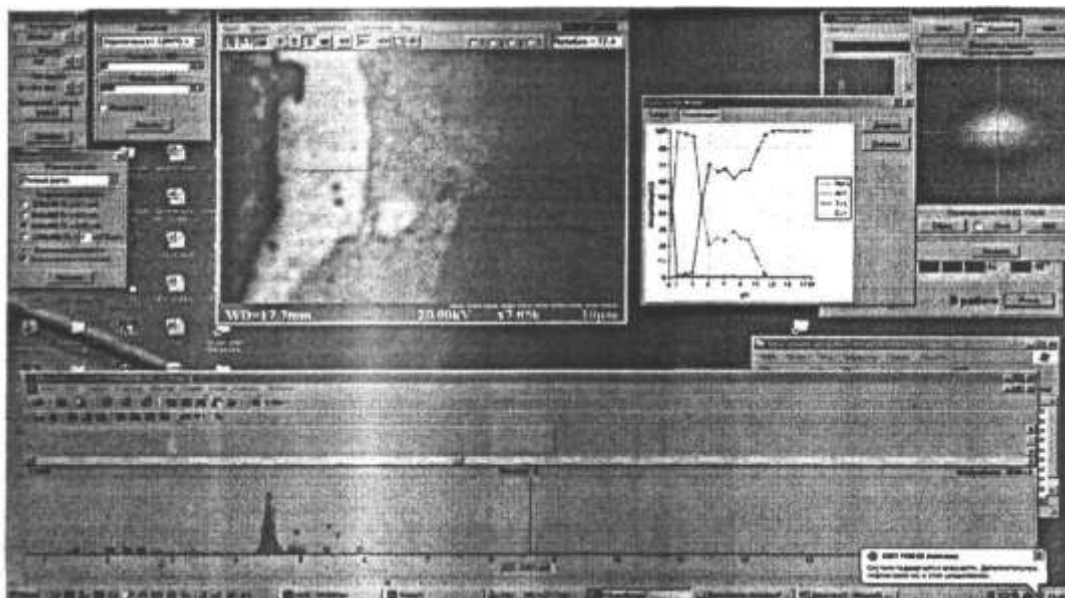


Рисунок 5.3 – Розподіл молібдену і титану в покритті після електроіскрового легування

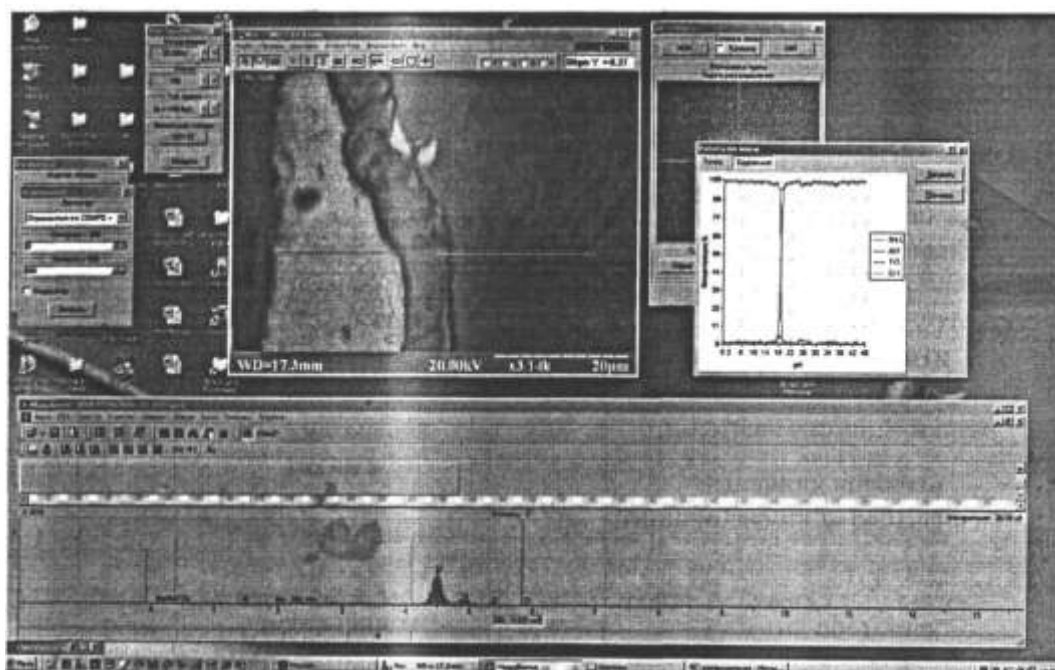


Рисунок 5.4 – Розподіл молібдену і титану в покритті після трибовипробувань

Триботехнічні випробування (на знос і фретинг-корозію) показали істотно, на порядок (таблиці 5.2-5.3) підвищення зносостійкості в порівнянні з непокритим сплавом і більш високі триботехнічні характеристики в порівнянні з

іншими покриттями, що використовуються в авіаційній промисловості. Зважаючи на переваги молібденових покриттів, надалі, використовуючи методи електронної мікроскопії та рентгенофазового аналізу, була зроблена спроба пояснити природу такого підвищення триботехнічних властивостей.

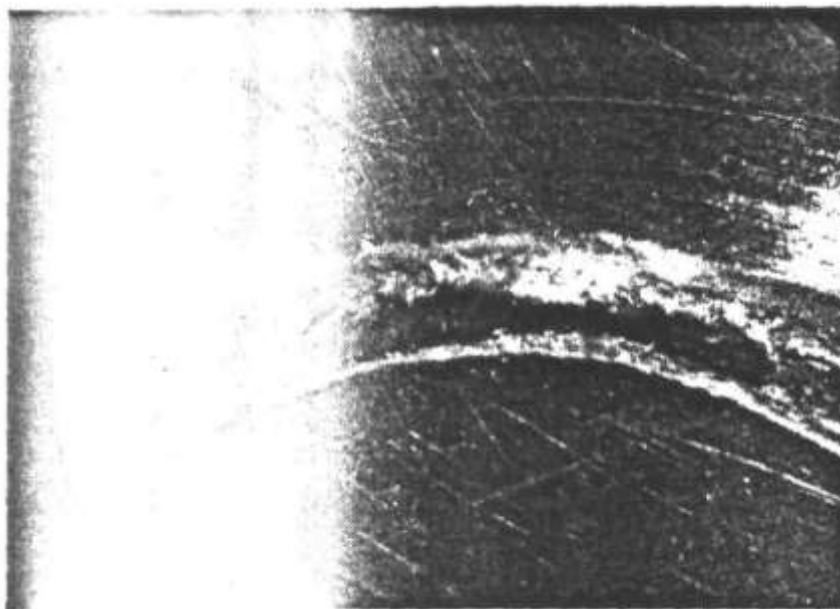


Рисунок 5.5 – Доріжка тертя на сплаві ВТ6 після випробувань на фретинг-корозію

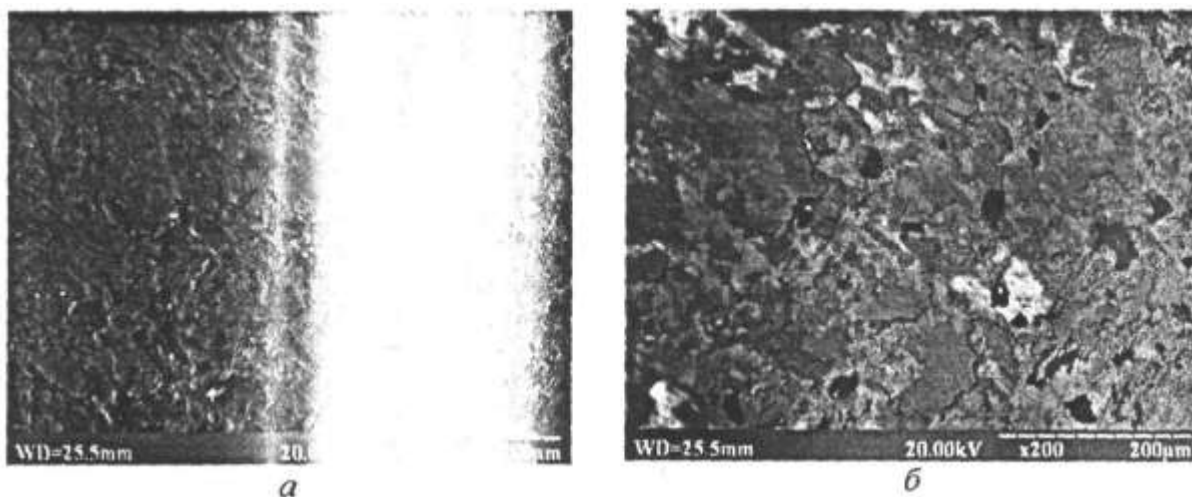


Рисунок 5.6 – Топографія поверхні доріжки молібденового покриття у відбитих електронах (а) і режимі «сепро» (б)

Дослідження топографії поверхні тертя після випробувань дозволяє стверджувати, що істотне зменшення зносу пов'язано зі зміною механізму зносу непокритого сплаву і молібденового покриття. Доріжка тертя на непокриту сплаві (рис. 5.5) як при випробуваннях на фретинг-корозію, так і на тертя-зносу, характеризується грубою поверхнею, вириваннями металу та слідами абразивного зношування. Така поверхня тертя характерна для адгезійного механізму зношування, що говорить про непридатність випробуваних пар тертя для використання в трибокострукціях.

Доріжки тертя молібденових покриттів характеризуються гладкою поверхнею без очевидних пошкоджень. Топографія поверхні доріжки тертя (одна й та сама ділянка), знята у відбитих електронах і режимі «сонтро» (рис. 5.6), дозволяє стверджувати, що зношування молібденового покриття відбувається за окиснювального механізму. На рис. 5.6, б показана доріжка тертя, знята в режимі «сонтро», де видно світлі й темні ділянки, які можна інтерпретувати як ділянки з «товстими» оксидними шарами (світлі ділянки) і ділянки з «ювенільною» поверхнею (темні ділянки), де відбулося відшарування оксидів, товщина шару яких перевищила критичну. Якщо зношення трибопари відбувається за окиснювальним механізмом, то інтенсивність зношування, як правило, є мінімальною, що спостерігалось в експерименті.

Рентгенофазовий аналіз сплаву ВТ6 з молібденовим покриттям до і після трибовипробувань підтверджує і розширює результати електронномікроскопічних досліджень. Фазовий склад поверхні після нанесення покриття змінюється (рис. 5.2) і характеризується наявністю тільки високотемпературної метастабільної за кімнатної температури β -фази титану, піки якої збігаються з молібденом, і повною відсутністю низькотемпературної α -фази, якої в рівноважному стані в сплаві ВТ6 має бути 90 %. Це свідчить про термічно нестабільний фазовий склад покриття.

Після триботехнічних випробувань на доріжках тертя з'являються піки α -фази, що свідчить про проходження фазових перетворень, викликаних тертям, причому α -фаза з'являється у вигляді мартенситу α' - і α'' -фаз, тобто мар-

тенситу деформації (рис. 5.7). Крім того, на доріжках тертя та за їх межами спостерігається істотна різниця в наявності на поверхні оксидів молібдену (MoO_3 і Mo_2O_3), що також підтверджує окиснювальний механізм зношування покриття. Зміна хімічного складу по січенню покриття (рис. 5.3, 5.4) також свідчить про проходження дифузійних і структурних процесів під час тертя.

Оскільки основною задачею зносостійкого матеріалу під час тертя є дисипація енергії, то наявність структурних перетворень як дифузійного, так і мартенситного характеру пояснює підвищену зносостійкість молібденових покриттів, отриманих електроіскровим легуванням титанових сплавів. Тобто частина енергії, яка виділяється в трибоконтакті до або паралельно з утворенням поверхневих оксидів, витрачається на фазові перетворення, чим зменшує знос матеріалу.

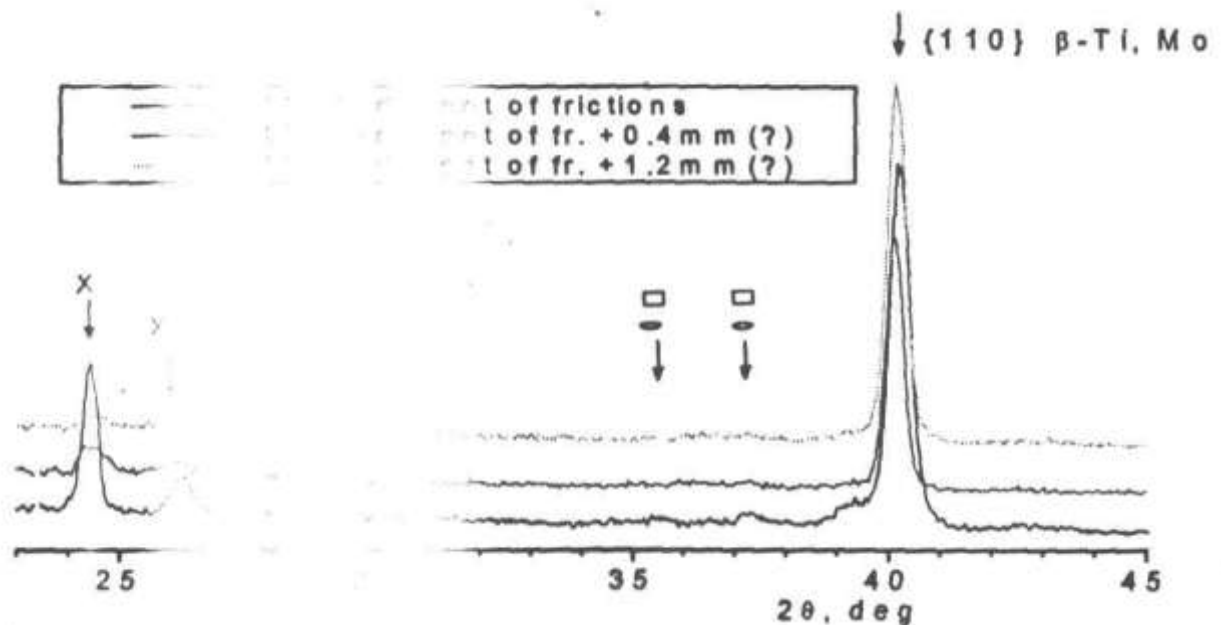


Рисунок 5.7 – Рентгенофазовий аналіз на доріжці тертя та за її межами

O - α'' -мартенсит $\theta = 34^{\circ}48'$ (11-20); $36^{\circ}12'$ (02-20); $38^{\circ}36'$ (0002);

□ - α' -мартенсит $\theta = 35^{\circ}$ (10-20); $38^{\circ}24'$ (0002); X - MoO_3 ; XX - Mo_2O_3

5.2 Дослідження зносостійких покриттів на основі карбїду вольфраму, що наносяться високошвидкісним газополуменевим методом HVOF, для деталей авіаційного призначення

Покриття на основі WC , що наносяться високошвидкісним газополуменевим методом HVOF, мають хороші характеристики з твердості, густини та адгезії до основи, широко застосовуються в зарубіжному авіабудуванні та інших областях. Для освоєння нового обладнання (Micro Jet), придбаного для нанесення HVOF-покриттів, на ДП «Антонов» була реалізована за участю автора програма робіт з нанесення, механічної обробки та випробування зносостійких покриттів на основі карбїду вольфраму (WC), що наносяться високошвидкісним газополуменевим методом HVOF на деталі-імітатори вузлів шасї з титанового сплаву BT22.

Основною задачею проведеного нижче дослідження є відпрацювання режимів нанесення HVOF-покриттів і дослідження їх фізико-механічних властивостей у порівнянні з традиційним гальванічним хромуванням.

Освоєння технології напилення зносостійких покриттів на основі WC методом HVOF дозволить підвищити надійність і довговічність деталей і вузлів шасї літака, поліпшити екологічну безпеку виробництва за рахунок заміни гальванічного процесу хромування.

В роботі було виконано:

- відпрацювання технологічних способів підготовки поверхні матеріалів основи під напилення, прийомів напилення і подальшої механічної обробки;
- порівняння характеристик хромового гальванічного та HVOF-покриттів та оцінка їх впливу на основу.

Для досліджень були вибрані такі матеріали основи:

- сталь 30ХГСА з термічною обробкою на $\sigma_s = 1100...1300$ МПа;
- сталь 30ХГСН2МА-ВД з термічною обробкою на $\sigma_s = 1600...8500$ МПа;
- сталь 03Н18К8М5Т-ВД (ВКС170-ВД) з термічною обробкою на $\sigma_s = 1600...1850$ МПа;
- сталь 13Х15Н4АМ3-Ш з термічною обробкою на $\sigma_s = 1380...1600$ МПа;

- титановий сплав ВТ22 з термічною обробкою на $\sigma_s = 1100 \dots 1300$ МПа.

З цих матеріалів були виготовлені зразки на багатоциклову втомну міцність, тертя-знос, фретингостійкість, корозійну стійкість, гідравлічні випробування в середовищі гідрорідини АМГ-10 та газоподібного азоту (рис. 5.8).

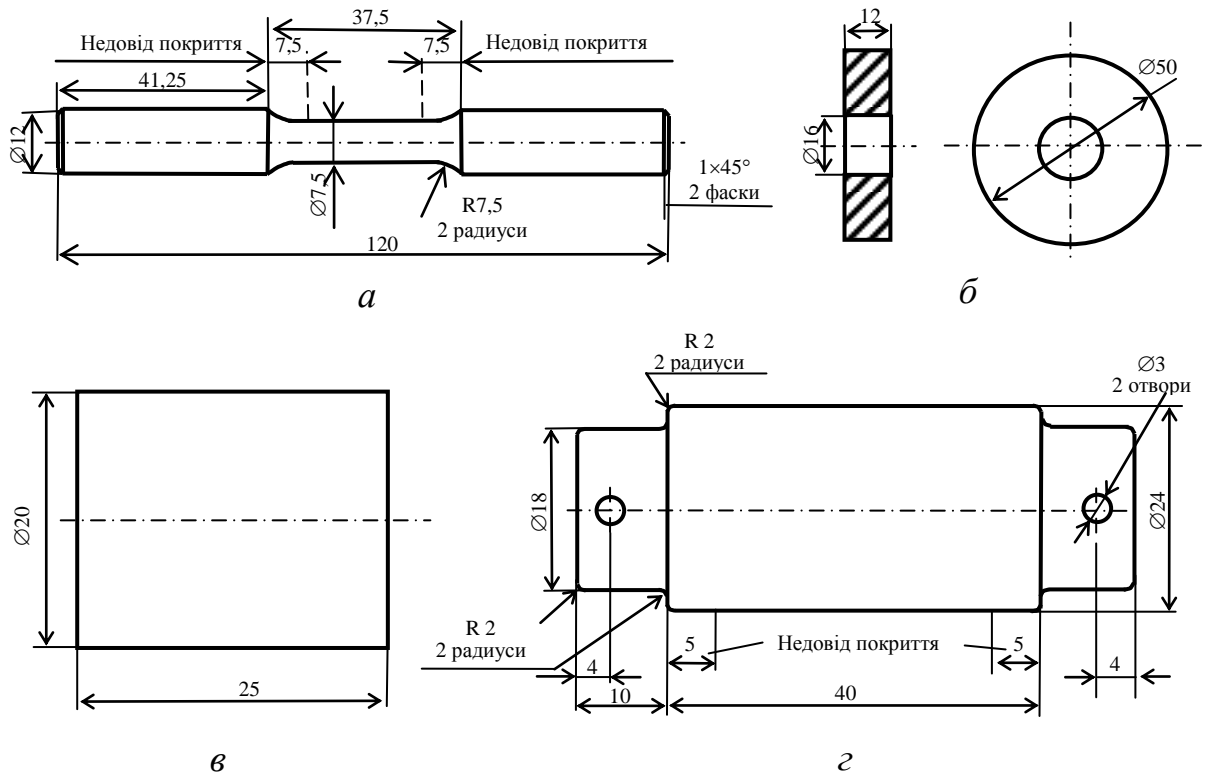


Рисунок 5.8 – Ескізи зразків для випробування матеріалів основи на міцність за розтягу (а); тертя-знос (б); фретингостійкість (в); корозійну стійкість (г)

Гальванічне хромування товщиною 21...42 і 48...80 мкм, кадмій хлористоамонійний товщиною 6...9 мкм в електроліті з хроматним пасивуванням та хімічне пасивування зразків виконувалися за діючими інструкціями.

Для нанесення покриттів методом HVOF на зразки застосовували такі порошкові та дротяні матеріали:

- WC-Co-Cr марки JK7109 і WC-Co марки JK7117 за ТУ1-165-14, фракція 20...53 мкм, виробник-постачальник - «Kennametall satellite» (ФРН);

- ВКНА за ТУ14-1-1790-76, фракція 40 мкм, виробник-постачальник - «Тулачермет» (м. Тула);

- Мо-дрiт за ТУ48-19-203-85 (сертифікат EN 10204-2.2, EN 10204-3/1), \varnothing 1,6 мм, постачальник - ТОВ ТПП «Будавтотранс» (м. Київ).

Гази в балонах, які застосовувалися: кисень за ГОСТ 5583-96; метан за ГОСТ 31369-2008; аргон вищого гатунку за ГОСТ 10157-79; азот за ГОСТ 9293-91. Також застосовувалося повітря стиснене за ГОСТ 17433-80 (нульовий або непарний клас забрудненості).

Режим нанесення HVOF-покриттів обраний згідно РТИ 16-639-14.

Для порошкових матеріалів:

- тиск газу P : O_2 - 0,7 МПа, CH_4 - 0,6 МПа;
- витрата газу $\theta_{газу}$: O_2 - 100 л/хв, CH_4 - 50 л/хв, $Ar(N_2)$ - 10 л/хв для WC-Co і WC-Co-Cr; O_2 - 75 л/хв, CH_4 - 50 л/хв, $Ar(N_2)$ - 15 л/хв для ВКНА;
- витрата порошку $Q_{пор.} > 3$ об/хв;
- дистанція напилення $L = 150$ мм;
- швидкість обертання деталі $\omega = 80...125$ об/хв (в залежності від діаметру деталі);
- швидкість переміщення пальника $W = 300$ мм/хв.

Для дроту:

- тиск газу P : O_2 - 0,7 МПа, CH_4 - 0,6 МПа, повітря - 0,45 МПа;
- витрата газу $\theta_{газу}$: O_2 - 100 л/хв, CH_4 - 60 л/хв;
- витрата дроту $\theta_{др.} = 80...83$ об/хв;
- швидкість обертання деталі та переміщення пальника такі самі, як і для напилення порошкових матеріалів.

Механічну обробку HVOF-покриття WC-Co-Cr виконували на зразках $\varnothing 40$ мм (після відпрацювання режимів) за інструкціями ТИ 36-49-90 і РТИ 16-639-14 на верстаті ЗБ12 за три етапи:

- чистове шліфування алмазним кругом марки АСМ 125/100 СМ1-СМ2 тип 1Ф1 за режимами: швидкість обертання круга 30 м/с, швидкість деталі 10...20 м/хв, глибина різання 0,005...0,01 мм, поздовжня подача 0,5...1 мм/оберт деталі;

- тонке шліфування ельборовим кругом марки ЛКВ 125/100 СМ1 К27 тип 1Ф1 за режимами: швидкість обертання круга 35 м/с, швидкість деталі 10...20 м/хв, глибина різання 0,001...0,002 мм, поздовжня подача 0,5...1 мм/оберт деталі;

- вигладжування ельборовим кругом марки ЛКВ 125/100 СМ1 К27 тип 1Ф1 за режимами: швидкість обертання круга 35 м/с, швидкість деталі 10...20 м/хв, поздовжня подача 0,5...1 мм/оберт деталі.

Значення шорсткості після механічної обробки наведені в таблиці 5.4.

Таблиця 5.4 – Шорсткість HVOF-покриття WC – Co – Cr після механічної обробки

№ за/п	Шорсткість поверхні на $\varnothing 40f7$ за Ra	Необхідна шорсткість за Ra
1	0,14...0,17	0,1
2	0,12...0,16	0,1
3	0,13...0,22	0,1
4	0,13...0,18	0,1

Для визначення густини покриттів застосовували гідравлічні дослідження, які полягають в прикладанні надлишкового тиску через спеціальний корпус на поверхню покриття. Контроль герметичності зразків-імітаторів з покриттям проводиться двома способами:

- фільтрувальним папером і візуальним оглядом при поданні гідрорідини всередину корпусу під надлишковим тиском;
- за появи бульбашок азоту при зануренні зразка-імітатора в зборі з корпусом, через який подається азот в порожнину, прилеглу до покриття, у ванну з рідиною (гідрорідина, олива, вода).

Визначення міцності зчеплення HVOF-покриттів порошковим матеріалом WC – Co – Cr товщиною 150 мкм і дровим матеріалом $Mo_{др}$ товщиною 150 мкм з основою із високоміцної сталі 30ХГСН2МА-ВД і титанового сплаву VT22 проводили клейовим методом відповідно до ГОСТ 28844-90 і ГОСТ 9.304-87

на розривній машині ZD10. Для склеювання зразків з покриттям і контрзразків без покриття застосовували клей ВК-27.

Значення міцності зчеплення HVOF-покриттів WC-Co-Cr і Mo_{op} з основою представлені в таблиці 5.5.

Таблиця 5.5 – Міцність зчеплення HVOF-покриттів WC-Co-Cr і Mo_{op} з основою

№ зразка	Вид покриття	Міцність зчеплення, МПа	Вимоги щодо адгезії покриття до основи, МПа
к1	Без покриття. Оцінка клею ВК27	51,4	-
к2		45,3	-
1	WC-Co-Cr	44,9	≥ 40
2	WC-Co-Cr	49,8	
3	WC-Co-Cr	48,2	
4	WC-Co-Cr	36,7*	
5	WC-Co-Cr	35,9*	
6	WC-Co-Cr	38,9*	
7	Mo_{op}	40,8	
8	Mo_{op}	45,3	
9	Mo_{op}	47,1	
10	Mo_{op}	38,6*	
11	Mo_{op}	32,2*	
12	Mo_{op}	33,7*	

*Руйнування відбувалося по клею, без відриву від основи

Зразки зі сталі 30ХГСН2МА-ВД з покриттям WC-Co-Cr і сталі 03Н18К8М5Т-ВД з покриттями WC-Co-Cr, ВКНА, Mo_{op} випробовувалися на корозійну стійкість відповідно до ГОСТ 9.308-85 протягом 90 діб:

- в камері КСТ-1 в соляному тумані, що містить 3 % хлористого натрію і 0,1 % перекису водню, за температури 18...25 °С. Об'єм розчину для випробувань становить 10 см³ на 1 см² поверхні зразків;

- на «корозійному колесі».

Загальна тривалість випробувань 90 діб. Огляд зразків проводиться через 1, 5, 10, 15, 30, 45, 60, 75, 90 діб. Стан зразків оцінювався візуально з визначенням наявності й виду корозії, розміру осередків та їх загальної площі. Після закінчення корозійних випробувань зразки направлялися в ЦЗЛ для металографічних досліджень на наявність корозії в основі.

Випробування на зносостійкість в умовах тертя-зносу проводилися за методикою диск-колодка на обладнанні Національного авіаційного університету (НАУ) на машині тертя СМТ-1.

Випробування на зносостійкість в умовах фретингу проводилися за методикою ГОСТ 23.211-80 на обладнанні НАУ (машина ФМК-1).

Металографічні дослідження проводилися на мікроскопі НЕОРНОТ-32 при збільшенні $\times 100 \div 500$:

- на зразку зі сталі ВКС170-ВД розмірами 12x6x3 мм з покриттям WC-Co-Cr фракцією 20...53 мкм (ІЕЗ ім. Є.О. Патона НАН України);

- на зразку зі сталі 30ХГСА розмірами 34x10x10 мм з покриттям WC-Co-Cr фракцією 20...40 мкм (зразок № 1), на зразках зі сталі 30ХГСН2МА-ВД розмірами $\varnothing 25 \times 15$ мм (зразок № 2) і $\varnothing 25 \times 8$ мм (зразок № 3) з покриттям WC-Co-Cr фракцією 20...53 мкм (Лабораторія металографічних досліджень ЦЗЛ ДП «Антонов»).

При металографічних дослідженнях, виконаних в ІЕЗ ім. Є.О. Патона НАН України, встановлено, що мікроструктура покриття (рис. 5.9) дрібнодисперсна без включень, вміст пор і викришувань в покритті не більше 3-4 %, товщина близько 400 мкм.

Мікроструктури зразків №№ 1...3, досліджені в ДП «Антонов», наведені на рис. 5.10-5.13. Структура покриття зразка № 1 менш щільна, ніж у зразків № 2 і № 3, та пористість його, відповідно, вище (рис. 5.11, 5.13). Спостерігаються перепади значення мікротвердості покриття на зразку № 1, а товщина його, на відміну від зразків № 2 та № 3, менш рівномірна.

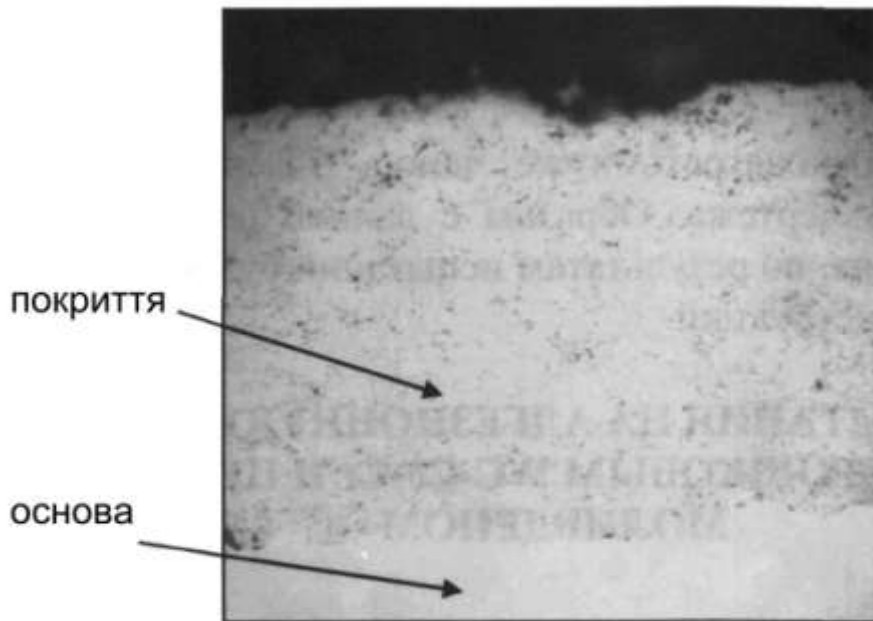
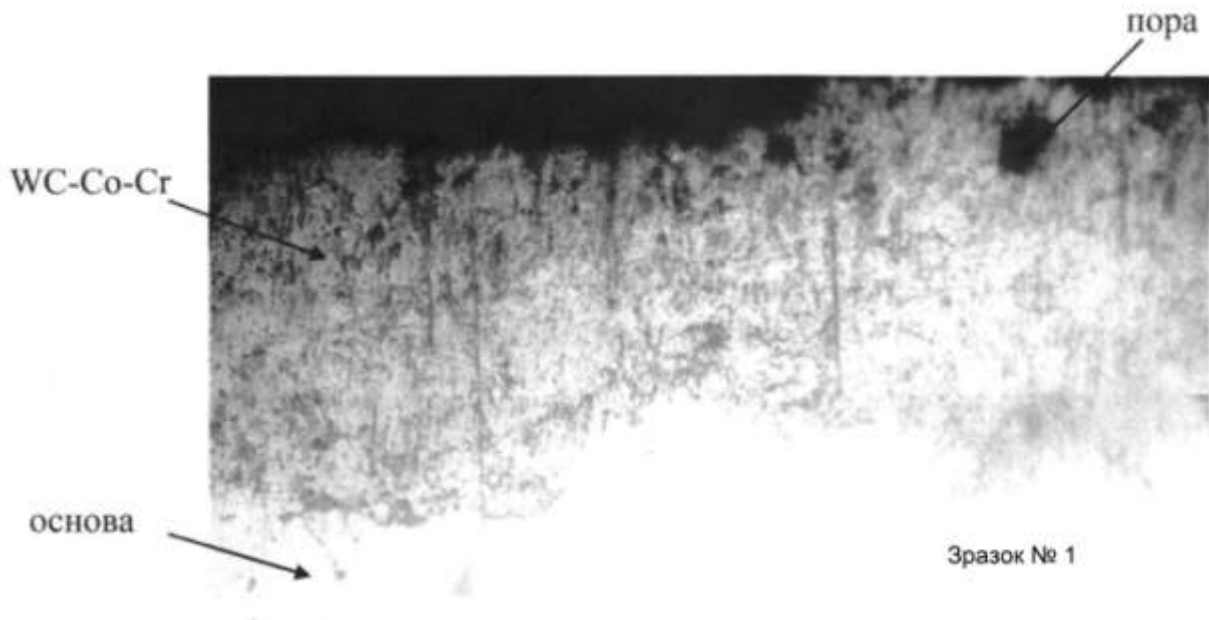
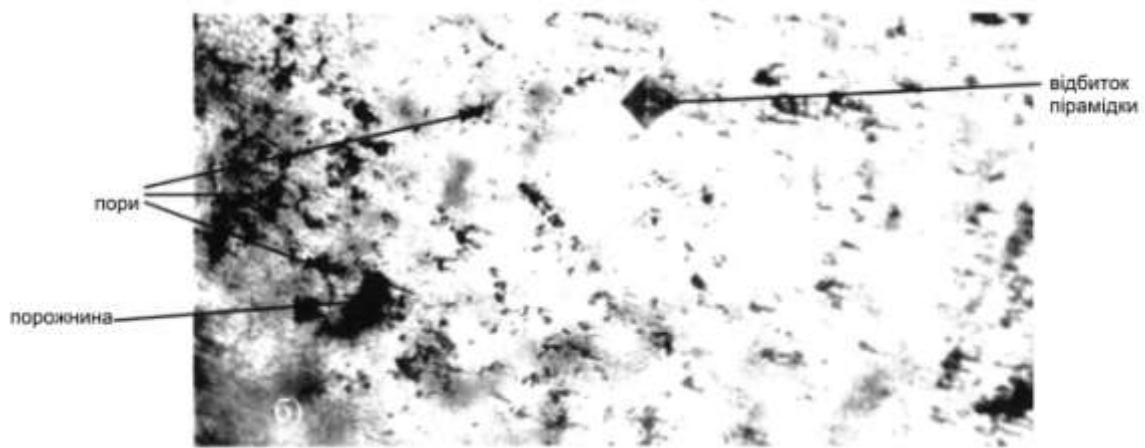


Рисунок 5.9 – Мікроструктура HVOF-покриття $WC-Co-Cr$, нанесеного на сталь ВКС170-ВД з термічною обробкою на $\sigma_s = 1600 \dots 1850$ МПа, без подальшої механічної обробки покриття



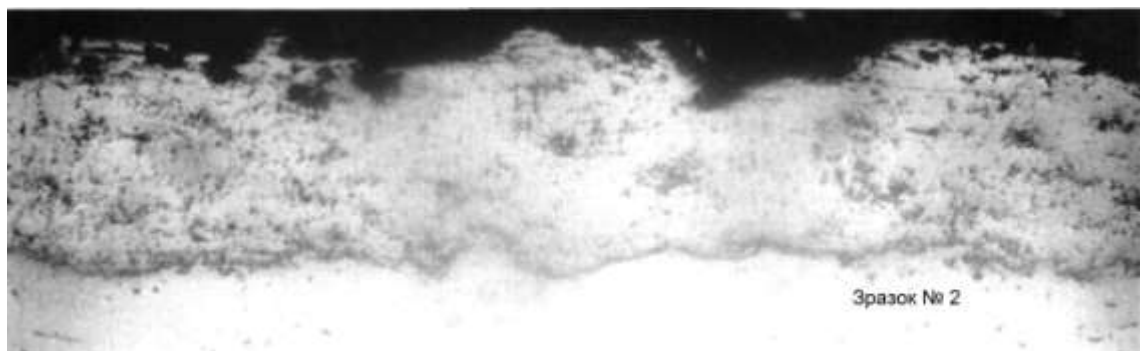
x 200

Рисунок 5.10 – Мікроструктура HVOF-покриття $WC-Co-Cr$, нанесеного на сталь 30ХГСА з термічною обробкою на $\sigma_s = 1100 \dots 1300$ МПа, без подальшої механічної обробки покриття



x 500

Рисунок 5.11 – Мікроструктура HVOF-покриття $WC-Co-Cr$, нанесеного на плоский зразок із сталі 30ХГСА, без подальшої механічної обробки покриття



x 100

Рисунок 5.12 – Мікроструктура HVOF-покриття $WC-Co-Cr$, нанесеного на сталь 30ХГСН2МА-ВД з термічною обробкою на $\sigma_s = 1600 \dots 1850$ МПа, з подальшою механічною обробкою покриття (шліфування)

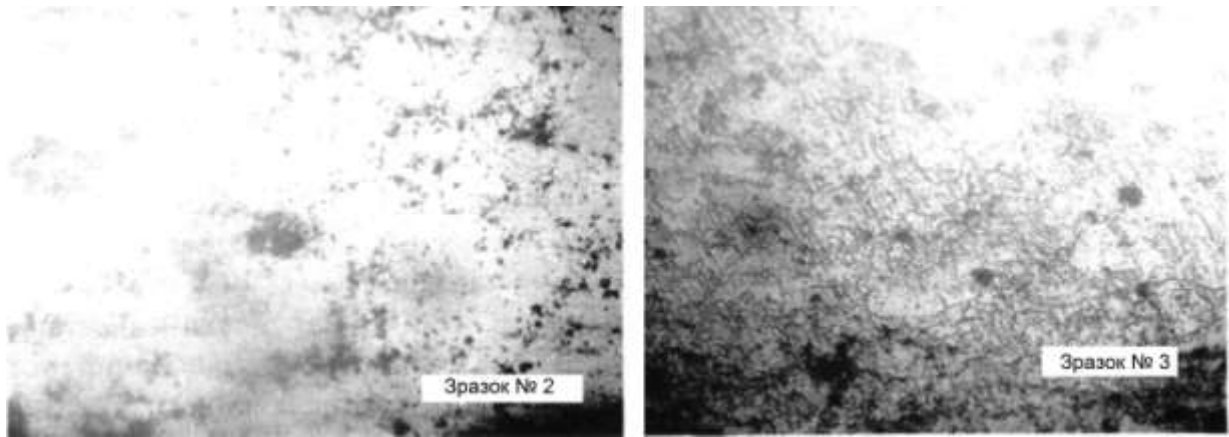


Рисунок 5.13 – Мікроструктура HVOF-покриття $WC-Co-Cr$, нанесеного на циліндричні зразки зі сталі 30ХГСН2МА-ВД

Зведені результати досліджень покриттів наведені в таблиці 5.6. Для порівняння: гальванічний хром має твердість 8000...10000 МПа, товщину 48...80 мкм.

Таблиця 5.6 – Результати досліджень властивостей покриття $WC-Co-Cr$

№ зразка	Матеріал покриття	Мікротвердість покриття, МПа	Навантаження при вимірах P , г	Пористість покриття, %	Товщина покриття, мкм
1	$WC-Co-Cr$	10640...12870	100	4	60...250
2		12000	50	1...2	200...325
3		12000	50	0,5...1	275...350

5.3 Ефективність застосування композиційних металокерамічних і металополімерних матеріалів для вузлів тертя вітчизняних цивільних літаків

Як уже зазначалося, стосовно до триботехніки порошкова металургія є одним з найбільш ефективних методів виробництва матеріалів (металокерамічних і металополімерних), оскільки дозволяє об'єднати в одному матеріалі різні компоненти, спеціально підібрані для вирішення конкретної задачі. Матеріали

триботехнічного призначення здатні задовольнити цілому комплексу часто суперечливих вимог, обумовлених специфічними умовами експлуатації авіаційної техніки, що практично неможливо при використанні традиційних матеріалів [70], [168].

У конструкціях вузлів тертя вітчизняних цивільних літаків застосовують металокерамічні фрикційні матеріали ФМК-79 на основі заліза та ФМКМ-1 на основі міді. Хімічний склад, технологічні режими виготовлення, фізико-механічні та триботехнічні характеристики цих матеріалів представлені у розділі 3.

Вироби фрикційного призначення являють собою сталеву основу з припеченими до неї з одного або двох боків металокерамічним накладками з фрикційних матеріалів. Як матеріал основи застосовують маловуглецеві (сталь 20), середньовуглецеві (сталь 45), хромисті (12Х13, 20Х13) і низьколеговані сталі (30ХГСА). Для захисту від корозії і забезпечення міцного зчеплення металокерамічних накладок зі сталеву основу її поверхню гальванічно нікелюють.

З метою оптимізації властивостей фрикційних матеріалів в їх склад вводять різні металеві та неметалеві компоненти, які в залежності від створюваного ними ефекту можна розділити на дві групи:

- компоненти, що зменшують схильність пари тертя до затинання;
- компоненти, що створюють і стабілізуючі певний режим [70].

Для поліпшення антизадирних властивостей і підвищення зносостійкості фрикційних матеріалів до їх складу вводять метали з низькою температурою плавлення (свинець, олово) і неметалеві речовини (графіт, нітрид бору, барит). Під час тертя без змащення, коли температура фрикційної поверхні перевищує температуру плавлення легкоплавкого металу, свинець і олово розплавляються і утворюють на поверхні тертя мастильну плівку, яка знижує коефіцієнт тертя. В результаті температура тертя знижується, розплавлений метал знову твердіє, що призводить до підвищення коефіцієнта тертя до початкового рівня (принцип саморегулювання). Утворення рідкої мастильної плівки сприяє плавному і стійкому ковзанню, що особливо важливо за підвищених температур, коли металева матриця більш схильна до схоплювання [81].

Мастильну дію твердого мастила із шаруватою структурою (графіт, нітрид бору) пов'язують з наявністю адгезії частинок твердого мастила до металу і різницею у силі зв'язку між атомами або молекулами в шарі елементарного кристала і між окремими шарами [81].

Введення твердих мастил зменшує знос металокераміки, сприяє більш стабільній роботі пар тертя, однак при цьому знижує коефіцієнт тертя. Для підвищення коефіцієнту тертя до необхідного рівня до складу матеріалів вводять фрикційні добавки - оксиди кремнію і молібдену, карбід кремнію. Основна задача фрикційних добавок полягає в забезпеченні оптимального рівня зачеплення матеріалу з робочою поверхнею контртіла без його абразивного зносу [66, 81].

Фрикційну металокераміку ФМКМ-1 на основі міді застосовують у фрикційних електромагнітних і запобіжних муфтах авіаційних агрегатів за сухого тертя і температур до 200 °С [107]. У порівнянні з матеріалами на основі заліза металокераміка на основі міді значно менше стирає контртіло зі сталі або чавуну. Мідь має високу теплопровідність, що забезпечує хороший тепловідвід в процесі тертя [81].

З фрикційного матеріалу ФМКМ-1 виготовляють гальмівні підкладені, фрикційні диски для бортових вантажних кранів транспортних літаків та ін. (рис. 5.14, *a*). Фрикційні диски з металокерамікою ФМКМ-1 також застосовують в обмежувальній муфті механізму, розташованого в кріслах екіпажу цивільних літаків. Такий механізм забезпечує вертикальне переміщення крісла та його фіксацію в будь-якому місці робочого діапазону переміщення. При цьому надійність механізму зі спеченими фрикційними дисками становить 45 тисяч льотних годин, довговічність - 30 років [209].

Фрикційна металокераміка ФМК-79 витримує на поверхні тертя температуру до 1000 °С, а об'ємний нагрів - до 600 °С, що забезпечується за рахунок основи матеріалу - заліза. Залізо добре пресується, а відносно невисока вартість робить застосування заліза економічно доцільним. Для усунення схоплювання, а також для підвищення теплопровідності до складу металокераміки вводять до

10 % міді [209].

Гальмівні диски з металокерамічним матеріалом ФМК-79 застосовують в комбінованому приводі механізації крила, а також в гальмах, призначених для гальмування трансмісії управління закрилками і передкрилками в разі їх неузгодженості. З матеріалу ФМК-79 виготовляють фрикційні шайби для бортових вантажних кранів транспортних літаків, вантажних балок засобів наземного обслуговування літаків та ін. (рис. 5.14, б) [66, 209].

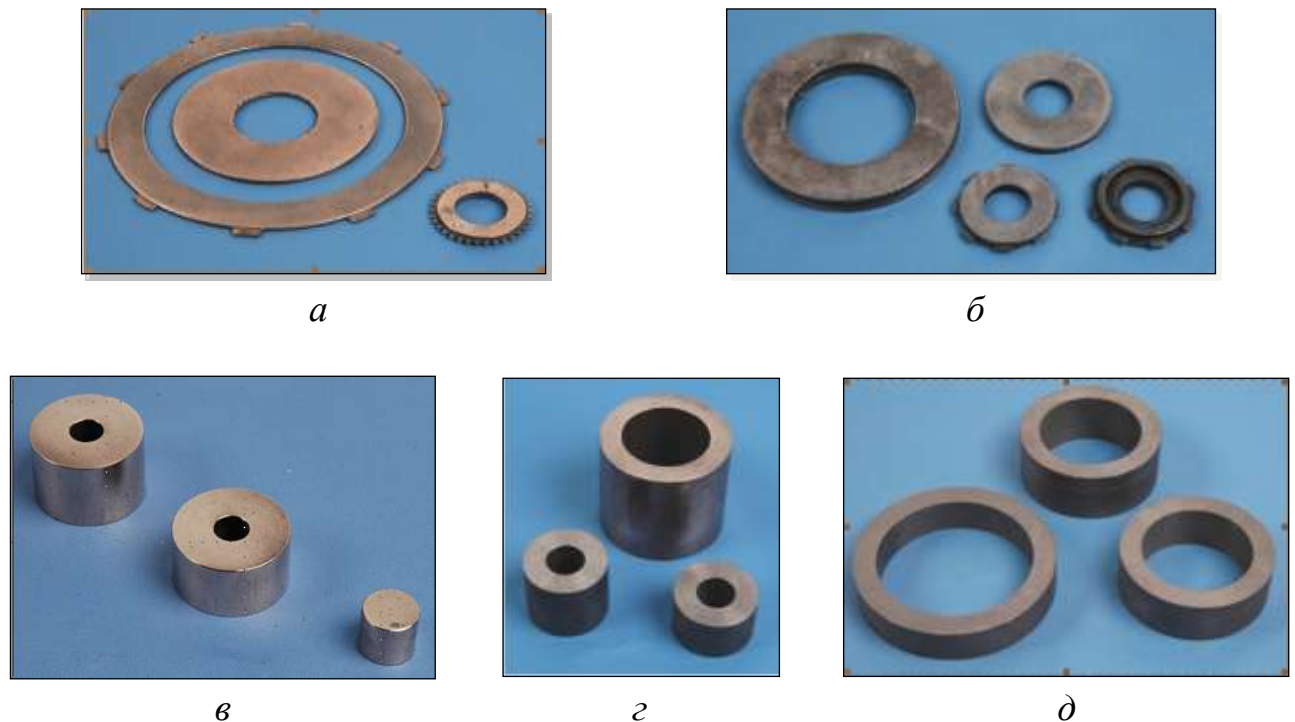


Рисунок 5.14 – Металокерамічні заготовки деталей з фрикційними матеріалами ФМКМ-1 (а), ФМК-79 (б) та з антифрикційних матеріалів АМК-1 (в), АМК-4 (г), АМК-5 (д) [66]

Іншим класом триботехнічних матеріалів для авіаційної техніки є порошкові (композиційні) антифрикційні матеріали. Антифрикційні матеріали - це матеріали з низьким коефіцієнтом тертя, які застосовують для роботи у вузлах-носіях або напрямних вузлах (підшипники ковзання). Такі матеріали повинні бути зносостійкими, мати хорошу припрацьовуваність, високі триботехнічні властивості, велику несучу здатність, самозмашуваність, об'ємну і поверхневу міцність, високу теплопровідність, корозійну стійкість, достатню витривалість і

опір втомі, хороші технологічні властивості, мало зношувати сполучні з ними поверхні, не схоплюватися, витримувати навантаження, швидкість і температуру без руйнування та зміни форми і якості. Такий комплекс властивостей не є притаманним якомусь окремому металу або неметалу. Задача була вирішена за рахунок створення спечених композиційних матеріалів, у яких окремі фази виконують задані специфічні функції, що забезпечує в цілому сукупність властивостей матеріалу, необхідних для конкретних умов роботи вузлів тертя авіаційних агрегатів [70, 168].

Одним з основних переваг спечених антифрикційних матеріалів є їх самозмащуваність. Вона забезпечується як за рахунок мастила, що знаходиться в порах спеченого матеріалу, так і за рахунок речовин безпосередньо в складі матеріалу, що виконують роль твердого мастила [66].

Застосування спечених антифрикційних матеріалів як проміжних вставок є найбільш оптимальним конструктивним рішенням для забезпечення працездатності вузла тертя. В цьому випадку конструкційна міцність забезпечується конструкційними матеріалами, що практично не беруть участі в терті, а проміжні вставки, які зношуються, можна легко замінити під час ремонту [16].

У вузлах тертя авіаційної техніки застосовують металокерамічні матеріали на основі міді (АМК-1, АМК-4) і нікелю (АМК-5), а також металополімерні матеріали (БФГ-50М, металофторопластова стрічка).

Антифрикційний спечений матеріал АМК-1 являє собою олов'янисту бронзу з додаванням графіту. В процесі тертя графіт поступово утворює плівку на поверхні контртіла, яка постійно відновлюється на окремих ділянках поверхні тертя при механічному пошкодженні. Бронзографіти працюють більш надійно, ніж матеріали без графіту, і замінюють литі бронзи та латуні в вузлах тертя.

Металокераміку АМК-1 виготовляють пресуванням шихти під тиском 200...300 МПа і спіканням в середовищі водню за температури 700...720 °С. Спечені заготовки просочують оливою, а потім калібрують [16, 66, 69].

Матеріал АМК-1 має твердість після спікання 250...350 *HV*, а після меха-

нічній обробки або калібрування - 300...450 *HB* [16, 66].

З бронзографіту АМК-1 виготовляють різноманітні деталі тертя, що працюють в режимі самозмащення за швидкості ковзання до 1 м/с та навантаження 4...5 МПа. При цьому ефект самозмащення забезпечується як за рахунок графіту в складі матеріалу, так і мастила в порах після його просочення [66].

Слід зазначити, що просочені металокерамічні підшипники мають ряд переваг в порівнянні з литими, а саме:

- високу припрацьовуваність і плавність ходу;
- можливість застосування у випадках, коли процес змащування звичайними методами важкий або взагалі неможливий, а також коли неможливо видалити продукти стирання пари тертя;
- можливість застосування при циклічному русі і обертанні з невеликими швидкостями, де литі підшипники не мають цілісної мастильної плівки;
- можливість встановлення у вертикальному і похилому положеннях (в таких положеннях литих підшипників олива зазвичай витікає);
- зменшення витрати оливи;
- зменшення зносу пари тертя [66, 70, 209].

Втулки зі спеченого антифрикційного матеріалу АМК-1, що працюють в режимі самозмащення, застосовують в посадкових прожекторах літака, імітаторах різних авіаційних агрегатів та ін. (рис. 5.14, в).

Для вузлів тертя авіаційної техніки, що працюють за підвищених навантажень і температур, застосування рідких мастильних речовин не доцільно, оскільки вони або видавлюються, або вигоряють. У цих випадках застосовують спечені бронзи, властивості яких істотно поліпшені введенням легувальних металів, а також речовин, що грають роль твердих мастил [66, 211].

Втулки зі спеченої складнолегованої бронзи АМК-4 встановлюють у «сухих» зонах тертя з робочою температурою до 350 °С (рис. 5.14, з). Матеріал містить до 10 % твердого мастила шаруватої будови, що сприяє зниженню коефіцієнта тертя, зменшенню зносу і ймовірності схоплювання сполучених деталей. У діапазоні температур 300...350 °С за навантаження до 5 МПа і швидкості

ковзання 0,5м/с в парі з контргілом зі сталі 9X18 (без змащення) коефіцієнт тертя металокераміки становить 0,20...0,24 [66].

Технологічний процес виготовлення металокераміки АМК-4 включає пресування шихти під тиском 350...500 МПа, спікання при температурі 820...840 °С в середовищі водню, калібрування спеченої заготовки під тиском 500...650 МПа з наступним відпалом в середовищі водню при температурі 820 °С [16, 66, 69].

За кімнатної температури металокераміка АМК-4 має твердість 550...750 *НВ*, $\sigma_{\sigma_{32}} = 130...140$ МПа, $\sigma_{\sigma_{cm}} = 250...280$ МПа; за температури 350 °С - твердість 400...650 *НВ*, $\sigma_{\sigma_{32}} = 70...90$ МПа, $\sigma_{\sigma_{cm}} = 160 ... 180$ МПа.

Спечені антифрикційні матеріали на основі нікелю застосовують для виготовлення деталей вузлів тертя, що працюють в особливо важких умовах. У чистому вигляді нікель відрізняється великою пластичністю і дуже низькими антифрикційними властивостями при роботі без змащення. Тому для виготовлення деталей вузлів тертя застосовують багатоконпонентні сплави на основі нікелю, що містять зміцнювальні та антизадирні присадки. Частина нікелю в таких сплавах замінюють залізом або міддю. Сплави з високим вмістом нікелю мають хорошу корозійну стійкість [66, 168].

Під час польотів в хмарах в більшості випадків відбувається зледеніння, що пов'язано з наявністю в атмосфері води в крапельно-рідинному стані за негативних температур. При цьому істотно погіршуються льотні характеристики літака (зменшується вертикальна швидкість набору висоти, знижується стеля і максимальна швидкість польоту, збільшуються витрата палива і необхідна потужність для польоту на заданій швидкості), а також можливе заклинювання його систем управління. Для захисту літака від зледеніння розроблені повітряно-теплові системи протизаледеніння, дія яких заснована на обігріванні поверхні, яку необхідно захистити, гарячим повітрям. З метою компенсації зміни довжини трубопроводу за значних перепадів температур застосовують спеціальні компенсатори, що допускають лінійні та кутові переміщення [66, 209].

До складу компенсаторів, що виготовляються з титанових сплавів або

корозійностійких сталей, входять втулки з антифрикційної металокераміки АМК-5 на основі нікелю (рис. 5.14, д). За температури 550 °С, швидкості ковзання до 0,2 м/с і навантаженні 1,5 МПа в парі з контртілом зі сталі 9Х18 (без змащення) коефіцієнт тертя антифрикційної металокераміки АМК-5 складає 0,20...0,24. За температури 450 °С металокераміка АМК-5 має $\sigma_{632} = 120...170$ МПа, $\sigma_{6ст} = 200...270$ МПа [66].

Втулки з металокераміки АМК-5 застосовують в конструкції зворотного клапану, що забезпечує захист повітряної системи магістралі літака від зворотного потоку повітря (температура повітря на вході 500 °С).

Деталі з антифрикційного матеріалу АМК-5 виготовляють пресуванням під тиском 500...550 МПа і спіканням при температурі 900...910 °С в середовищі водню. Калібрування спечених заготовок проводять під тиском 650...670 МПа з наступним відпалом при температурі 890...900 °С в середовищі водню [16, 66, 69].

У рухомих з'єднаннях авіаційної техніки застосовують суцільнотягнуті та згорнені металофторопластові втулки з фланцем (рис. 5.15) і без фланцю.



Рисунок 5.15 – Металофторопластові втулки з фланцем

Залежно від типорозміру кількість таких втулок в літаку може досягати сотень, а іноді й тисяч штук. Технічний ресурс металофторопластових втулок, що працюють без змащення при зворотно-обертальному русі з середньою швидкістю ковзання до 0,04 м/с, навантаженні 100 МПа та куті відхилення $\pm 30^\circ$, становить не менше 10^5 циклів; коефіцієнт тертя після 10^5 циклів не перевищує

0,12. Металофторопластові втулки витримують статичне навантаження не менше 300 МПа; при цьому залишкова деформація не перевищує 0,02 мм (або 0,25 мм, якщо внутрішній діаметр втулки більше 12 мм). Металофторопластові втулки зберігають свою працездатність в процесі і після циклічної зміни температури від -60 до + 250 °С [66].

Зазначений комплекс властивостей обумовлений структурою металофторопластової стрічки, яка застосовується для виготовлення втулок. Металофторопластова стрічка (МФС) являє собою тришарову композицію, що складається з основи (біметалева обміднена стрічка з вуглецевої сталі), пористого шару (сферичні частинки олов'янистої бронзи, припечені з одного боку обмідненої основи) і антифрикційного шару (фторопласт, наповнений дисульфідом молібдену, який покриває тонкою плівкою сферичні частинки бронзи і заповнює порожнечі пористого шару) (рис. 5.16) [208].

Такий матеріал об'єднує в собі високу міцність основи з хорошими антифрикційними властивостями наповненого фторопласту, який міцно утримується на робочій поверхні пористим бронзовим шаром, який, в свою чергу, також надає матеріалу певні антифрикційні властивості [79].

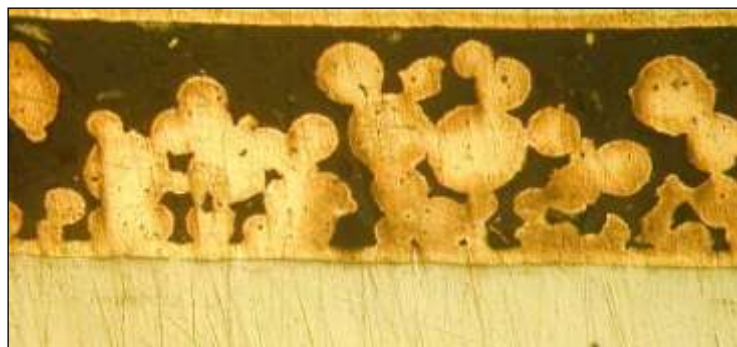


Рисунок 5.16 – Структура металофторопластової стрічки російського виробництва

При виготовленні МФС на сталеву обміднену основу припікають шар сферичних частинок олов'янистої бронзи, потім стрічку калібрують і заповнюють пори фторопластом з дисульфідом молібдену. Після цього пасту з наповненого фторопласту висушують при температурі 80...90 °С і спікають при темпе-

ратурі 380...390 °С з одночасним калібруванням валками, нагрітими до тієї ж температури. Остаточною операцією є додаткове калібрування МФС після її охолодження [68]. Перед запусканням у виробництво МФС проходить обов'язковий металографічний контроль, а також контроль міцності та якості припикання, здатності до штампування за методом Еріксона [66].

Слід зазначити, що хоча склад МФС різних виробників в цілому подібний, однак за структурою, розмірними параметрами складових МФС, а також хімічним складом матеріалу основи (марка сталі) є істотні відмінності (рис. 5.17).

Так, наприклад, зразки МФС марок DU і DP4 (рис. 5.17, а, б) виробництва Словаччини мають більшу загальну товщину, більш тонкий бронзовий шар і менші середні розмірні відхилення від встановлених в нормативно-технічній документації, прийнятої у вітчизняному літакобудуванні. При цьому пористий шар відрізняється нерівномірним однорядним розподілом сферичних частинок бронзи: спостерігається як сплавлення їх між собою, так і розташування їх на значній відстані одна від одної. Проте, перевірка працездатності згорнених втулок з МФС марки DP4 в обсязі періодичних випробувань показала їх відповідність вимогам стандарту, прийнятого у вітчизняному літакобудуванні: коефіцієнт тертя після 10^5 циклів випробувань склав 0,065, знос - 0,001...0,02 мм на сторону [203, 204].

Металофторопластова стрічка марки SF-1 (рис. 5.17, в) виробництва Китаю характеризується задовільним припиканням бронзового шару, якісним спіканням бронзових гранул і відповідає критеріям якості, встановленим при випробуваннях за методом Еріксена. Втулки з вказаної стрічки пройшли без зауважень ресурсні (коефіцієнт тертя після 10^5 циклів випробувань - 0,039, знос - 0,01...0,05 мм на сторону) і деформаційні випробування, а також випробування на стійкість за циклічної зміни температур відповідно до стандарту, що регламентує методику типових випробувань [203, 204].

Типові випробування втулок з МФС марки SF-1 в складі карданів, що працюють без відновлення змащення, також підтвердили їх відповідність вимо-

гам стандарту із зносостійкості (знос після $2 \cdot 10^6$ циклів випробувань - не більше 0,16 мм при нормі - не більше 0,20 мм) і вологостійкості [204]. Позитивні результати комплексу досліджень і випробувань дозволили застосувати МФС марки SF-1 у виробництві вузлів і агрегатів авіаційної техніки.

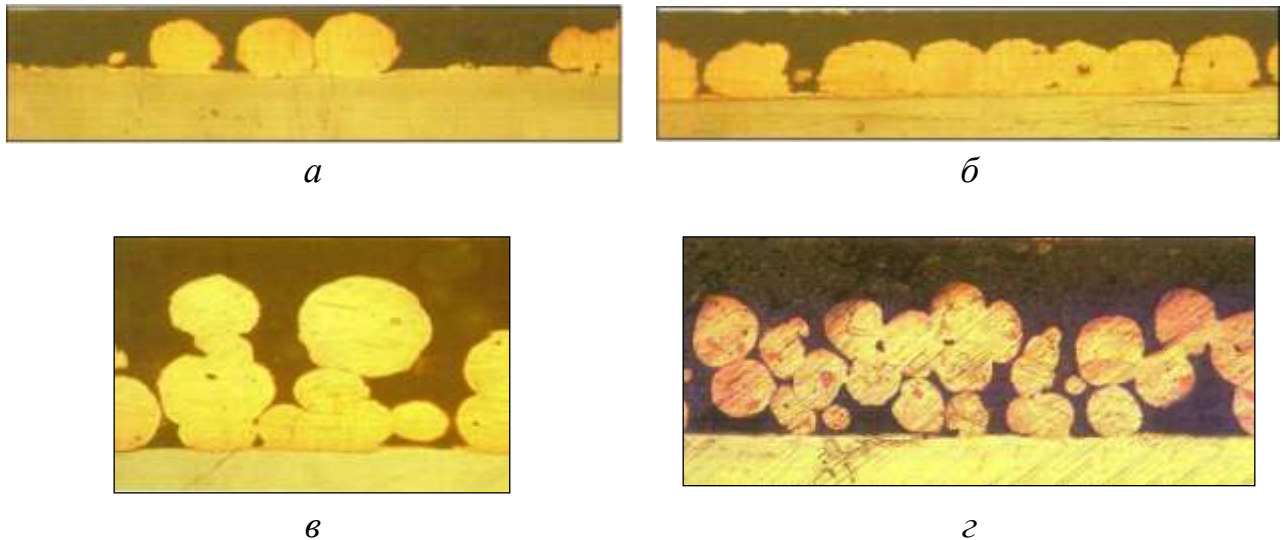


Рисунок 5.17 – Структура металофторопластової стрічки:
а) МФС марки DU (Словаччина); *б)* МФС марки DP4 (Словаччина);
в) МФС марки MU (Італія); *г)* МФС марки SF-1 (Китай) [204]

Незважаючи на високі експлуатаційні властивості металофторопластових втулок, існує серйозна проблема їх корозійного пошкодження. Одним із варіантів рішення зазначеної проблеми є заміна в МФС основи з вуглецевої сталі на корозійностійку сталь [204]. З МФС марки SF-1SS (Китай) на основі з корозійностійкої сталі виготовляють вкладки в шарнірні підшипники, що працюють без змащення.

Самозмащувальний матеріал БФГ-50М являє собою тришарову композицію, що складається з основи (олов'яниста бронза), припеченого пористого бронзового шару з несферичних частинок олов'янистої бронзи та антифрикційного шару з фторопласту, наповненого графітом¹⁾. Такий матеріал призначений для

¹⁾ Технологія виготовлення втулок з матеріалу БФГ-50М і комплекс їх випробувань докладно викладені у додатку Д та наших публікаціях [206, 207].

роботи при швидкості ковзання до 1 м/с і навантаженні до 100 МПа в широкому інтервалі температур (від -60 до + 250 °С) і вібрацій. Коефіцієнт тертя матеріалу становить 0,06...0,09 [66, 69].

Даний матеріал був розроблений для виготовлення деталей з поверхнею тертя складної конфігурації - гайок. Застосування таких гайок дозволило зменшити вагу і габарити вузлів тертя ковзання в конструкції гвинтових механізмів літака, а також виключити їх змащення і скоротити час регламентного обслуговування і передпольотної підготовки авіаційної техніки [66, 69]. Крім деталей з гвинтовою поверхнею тертя матеріал БФГ-50М також застосовують й в інших вузлах тертя літака. Так, з нього виготовляють вкладки в штурвальні колонки, ходові ролики стулок вантажних люків транспортних літаків, підшипники ковзання для системи управління механізацією крила, шайби упорні для обмежувальних муфт тощо [66].

Ефективність застосування спечених втулок з матеріалу БФГ-50М замість аналогічних втулок з металофторопласту підтверджена позитивними результатами комплексу випробувань відповідно до вимог стандарту, який встановлює обсяг і методику випробувань для металофторопластових втулок (коефіцієнт тертя після 10^5 циклів випробувань - 0,079, знос - 0,01...0,05 мм на сторону) [66, 208].

Перевагами технології порошкової металургії при виготовленні втулок з матеріалу БФГ-50М в порівнянні з традиційною технологією виготовлення втулок з МФС методом глибокого витягання є відносна простота технології та оснащення; відсутність сукупності переходів при витяганні втулок; можливість одночасного спікання великої кількості заготовок втулок одного або декількох типорозмірів в залежності від садки печі; можливість видалення припеченого пористого шару за наявності в ньому дефектів і повторне його припикання [208].

Технологія порошкової металургії дозволяє виготовляти спечені втулки з самозмащувального матеріалу БФГ-50М як з фланцем, так і без фланцю. Технологічний процес включає операції виготовлення заготовок з олов'янистої бронзи, припикання бронзового порошку до робочої поверхні заготовок при те-

температурі 830...850 °С в середовищі водню, просочення пористого бронзового шару композицією з наповненого фторопласту; спікання фторопластового шару при температурі 360...370 °С в середовищі водню, калібрування робочої поверхні заготовки [66].

Застосування антифрикційних покриттів на основі фторопласту дозволяє спростити конструкцію компенсаторів, які застосовуються для компенсації теплових, монтажних та інших переміщень при монтажі «гарячих» трубопроводів повітряної системи літаків (рис. 5.18).



Рисунок 5.18 – Шарнірний компенсатор [16]

Відсутність в таких компенсаторах хрестовини за рахунок заміни її на сферичний елемент з антифрикційним фторопластовим покриттям (рис. 5.19) дозволило знизити сумарний гідравлічний опір в монтажах системи підготовки повітря літака, а також зменшити масу компенсатора, що особливо важливо в літакобудуванні. Силві схеми трубопроводів з використанням шарнірних компенсаторів з антифрикційними покриттями на основі фторопласту значно знижують навантаження на елементи кріплення системи, а, отже, і на каркас літака [210].



Рисунок 5.19 – Сферичні елементи компенсатора з антифрикційним покриттям на основі фторопласту [204]

5.4 Дослідження можливостей застосування полімерних зносостійких композитів з наповнювачами з порошкових відходів механічної обробки вуглепластиків

Як зазначалося в розділі 1, ДП «Антонов» застосовує в нових виробках до 22 % вуглепластика. Одночасно з розширенням виробничих потужностей досить гострою стала проблема використання відходів механічної обробки деталей з конструкційних вуглепластиків.

При цьому значна кількість матеріалу, що входить в технологічні припуски, отвори, вікна, при механічній обробці вуглепластика перетворюється в стружку. Оскільки вуглецеві волокна (ВВ) та епоксидна матриця ПКМ є крихкими матеріалами, така стружка утворює дисперсні фрагменти різної форми. У цих відходах є відрізки цілих і розколотих ВВ (чорного кольору) і на їх поверхні - залишки твердого епоксидного сполучного (світлі поля) (рис. 5.20).

Питання про корисне використання відходів механічної обробки деталей з вуглепластика є досить актуальним, оскільки в виробничих цехах накопичуються велика кількість дисперсних відходів, які забруднюють навколишнє середовище і вимагають додаткових площ для їх зберігання.

Мета роботи полягала у визначенні можливості корисного використан-

ня відходів механічної обробки вуглепластика при виготовленні «вторинних» ПКМ, зокрема, для підшипників ковзання [212]. Головну увагу було приділено розробці зносостійких матеріалів з виготовленням зразків «вторинних» ПКМ і визначенню їх триботехнічних характеристик. На рис. 5.21 наведена схема проведення експериментів з отримання зносостійких «вторинних» вуглепластиків.

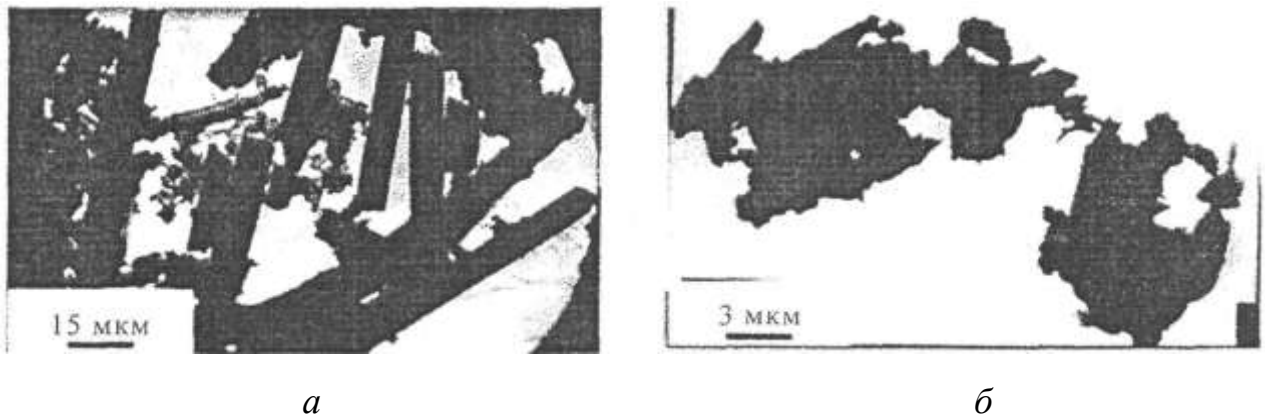


Рисунок 5.20 – Фотографії відходів механічної обробки вуглепластика: волокна з залишками епоксидного сполучного, електронний мікроскоп JEM 100-CXII: а) фрагменти стрічки УОЛ-300-1А; б) фрагменти тканини УТ-900 ЗА

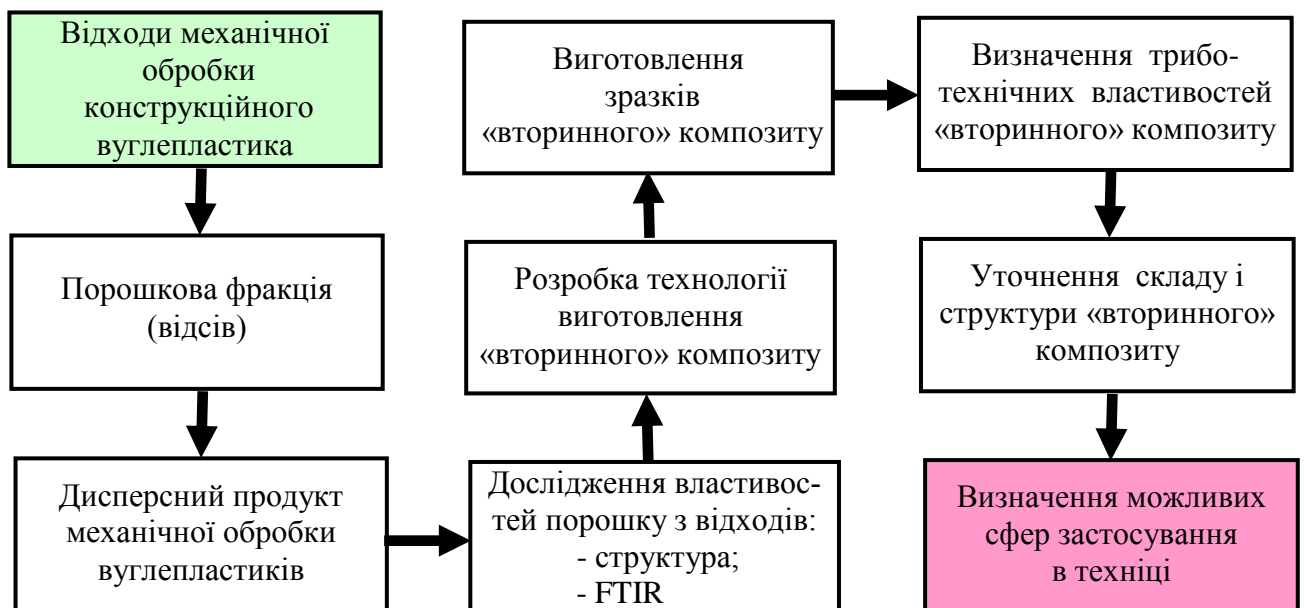
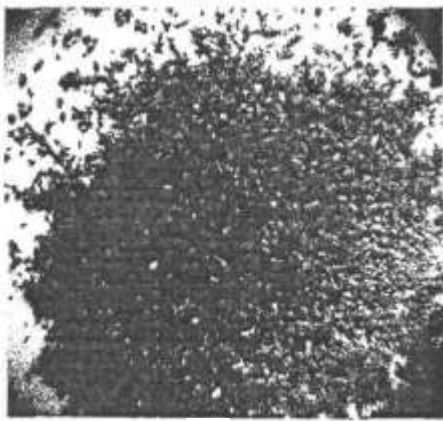
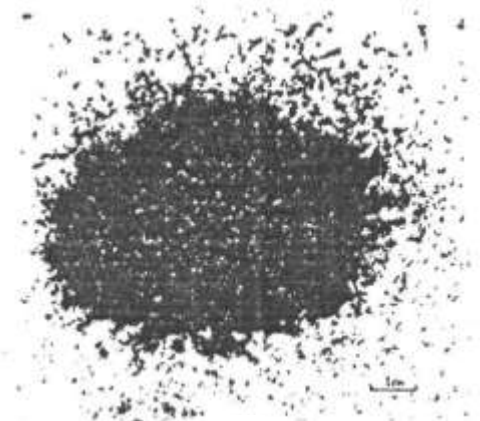


Рисунок 5.21 – Схема проведення експериментів з покращення «вторинних» вуглепластиків

На рис. 5.22 показані дисперсні відходи механічної обробки вуглепластика на основі вуглецевої стрічки УОЛ-300-1А і тканини УТ-900 3А та епоксидного сполучного ЕДТ-69Н після відсіву порошкової фракції на ситі 0,5x0,5 мм. Цей вуглепластик використовується в основному при виробництві виробів з ПКМ на ДП «Антонов». Механічна обробка деталей з вуглепластиків здійснювалася на фрезерному верстаті з числовим програмним управлінням марки ФП9М. При обробці використовувалася фреза зі швидкорізальної сталі типу Р18. Режим обробки: подача 300 мм/хв, число обертів шпинделя – 1000 об/хв. Насипна вага порошку після відсіву через сито 0,5x0,5 мм склала 0,23 г/см³.



а



б

Рисунок 5.22 – Дисперсні відходи механічної обробки вуглепластика на основі вуглестрічки УОЛ-300-1А (а) і вуглетканини УТ-900 3А (б), сполучне ЕДТ-69Н, сито 0,5x0,5 мм

Як основа сполучного при приготуванні зразків «вторинного» композиту як вихідні матеріали була використана епоксидна смола ЕД-20 і затверджувач – поліетиленполіамін (ПЕПА).

Дисперсні відходи вуглепластика піддавали інфрачервоній спектроскопії, яку здійснювали на Фур'є-спектрометрі ФСМ-1202 в області довжин хвиль 4000...450 см⁻¹. Для вимірювань досліджувані порошки ретельно змішувалися з порошком *KBr* у співвідношенні (1:300) мг, і отриману суміш пресували в круглі прозорі таблетки діаметром 13 мм. ІЧ-спектри смуг поглинання порошково-

го наповнювача, «вторинного» композиту та епоксидної смоли ЭД-20 - основи сполучного - показані на рис. 5.23.

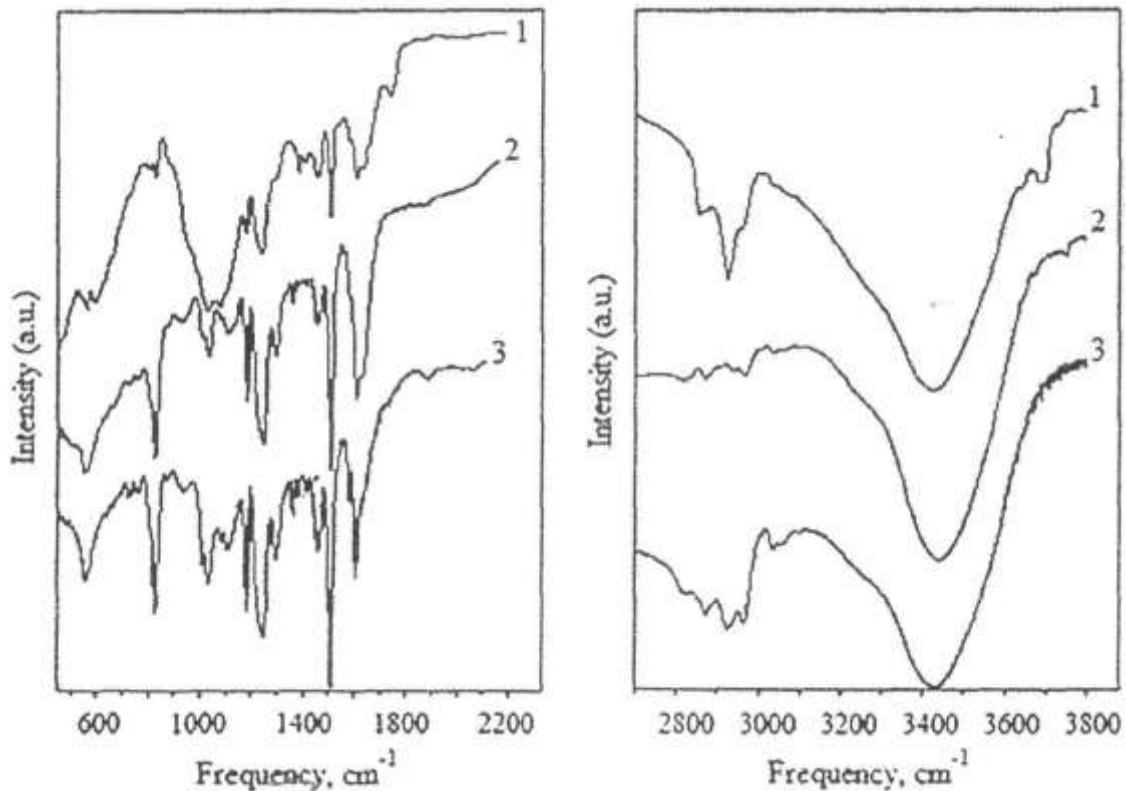


Рисунок 5.23 – ІЧ-спектри Фур'є вихідних речовин і композит:

1 – відходи вуглепластика; 2 – «вторинний» вуглепластик;

3 – епоксидна смола ЭД-20

Аналіз отриманих результатів показав, що ІЧ-спектри Фур'є «вторинного» композиту містять набір характерних смуг порошку вуглепластика з присутністю слабких смуг поглинання епоксидної смоли. Для спектру «вторинного» композиту спостерігається зменшення інтенсивності смуг поглинання в області $3000\text{--}2800\text{ cm}^{-1}$, характерних для валентних $C-H$ коливань в металічних і метиленових групах у порівнянні з ІЧ-спектрами порошку і смоли. Таким чином, було встановлено, що введення дисперсних наповнювачів у «вторинний» композит не супроводжується їх хімічною взаємодією з полімерною матрицею, характерні зв'язки у відходах порошку повністю відповідають зв'язкам «вторинного» композиту на основі епоксидної смоли ЭД-20, а механічна обробка не вносить додаткових домішок в наповнювач «вторинного» композиту.

Технологія виготовлення зразка «вторинного» композиту полягала в наступному. Порошок, отриманий після механічної обробки вуглепластика і просяний через сито 0,5х0,5 мм, вводили в епоксидну смолу і перемішували протягом 15...20 хв. Потім в суміш додавали затверджувач. Співвідношення компонентів в складі «вторинного» композиту становило (у % мас.): смола ЕД-20 - 70; ПЕПА - 12; наповнювач - 18. Отриману суспензію виливали в форму, покриту стрічкою з фторопласту, і проводили затвердіння за звичайного для смоли ЕД-20 режиму: витримка при кімнатній температурі – 24 год, при 80 °С – 1 год, при 100 °С – 1 год, при 120 °С – 2 год. Об'ємна вага зразка «вторинного» композиту склала 1,15...1,18 г/см³.

На рис. 5.24 показаний стенд М-22 для вимірювання триботехнічних властивостей, на якому визначали зносостійкість зразків «вторинних» композитів. Випробування проводилися на повітрі та у водному середовищі при швидкості ковзання V , що дорівнює 0,5 і 1,0 м/с, та навантаженні в діапазоні від 0,5 до 8,0 МПа. Матеріалом контртіла служила сталь Ст.45 (48...55 HRC; Ra 0,32...0,63). Схема контакту пари тертя: зразок (часткова вкладка площею тертя 0,5 см²) - вал (контртіло $\varnothing 40$ мм, ширина 10 мм).

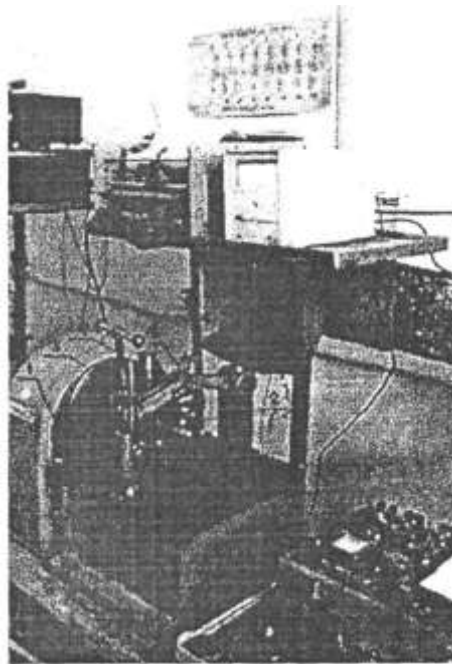


Рисунок 5.24 – Стенд М-22 для визначення триботехнічних властивостей

Машина тертя М-22 дозволяє безперервно записувати коефіцієнт тертя, лінійний знос і температуру зразка протягом всього часу (тобто на всьому шляху) випробувань. Показники цих характеристик, включаючи масовий знос, в залежності від навантаження на зразок показані в таблиці 5.7.

Таблиця 5.7 – Триботехнічні властивості «вторинного» композиту на повітрі при швидкості ковзання 0,5 м/с

Навантаження P , МПа	Коефіцієнт тертя f	Лінійний знос пари тертя I , мкм/км	Температура зразка T , °С	Масовий знос I , мкм/км	
				Зразок	Контртіло
0,5	0,62	4,3	45	0,11	0,10
1,0	0,60	5,8	66	0,50	0,50
1,5	0,49	9,8	79	0,56	0,43
2,0	0,45	10,4	89	0,60	0,30
2,5	0,39	15,9	91	0,76	0,30
3,0	0,33	10,9	91	0,53	0,20
4,0	0,26	10,6	91	0,40	0,10
6,0	0,19	10,5	93	0,60	0,16
8,0	0,16	21,7	93	0,20	0,10
1,0	0,51	107,7*	82	4,3	0,73

* Катастрофічний знос

Було встановлено, що зі збільшенням навантаження від 0,5 до 6,0 МПа коефіцієнт тертя плавно знижується з 0,62 до 0,19, а лінійний знос пари тертя спочатку збільшується з 4,3 мкм/км до 15,9 мкм/км, а потім зменшується до 10,5 мкм/км. Під навантаженням 8,0 МПа при зменшенні коефіцієнта тертя до 0,16 лінійний знос різко збільшується до 21,7 мкм/км, хоча температура, починаючи від навантаження 2,5 МПа, практично не змінюється і становить 91...93 °С. Однак через великий лінійний знос навантаження 8,0 МПа слід вважати надзвичайно високим для умов експлуатації на повітрі і тому необхідно обмежитися навантаженням до 6,0 МПа.

Для порівняння в таблиці 5.7 наведені дані про властивості зразка нена-

повненого епоксидного сполучного (матриці). Як видно з цих даних, під навантаженням 1,0 МПа при коефіцієнті тертя 0,51 лінійний знос надзвичайно великий: він становить 107,7 мкм/км, що підкреслює позитивну роль наповнювача для експлуатації матеріалу в вузлі тертя. Саме введення наповнювача, що містить вуглець, у вигляді дисперсних відходів вуглепластика істотно змінює триботехнічні показники для можливої експлуатації «вторинного» ПКМ на основі епоксидної матриці в позитивну сторону.

Порівняльні випробування «вторинного» композиту у водному середовищі за швидкості 0,5 м/с показані в таблиці 5.8. Встановлено, що водне змащування істотно зменшує коефіцієнт тертя: $f = 0,24$ при навантаженні 1,0 МПа і $f = 0,20$ при навантаженні 5,0 і 6,0 МПа, лінійний знос пари тертя також знижується: 4,5 мкм/км при навантаженні 1,0 МПа і 3,3 мкм/км при навантаженні 5,0 МПа. У водному середовищі навіть навантаження на зразок 8,0 МПа забезпечує коефіцієнт тертя 0,18 при лінійному зносі 15,5 мкм/км і масовому зносі 1,1 мг/км.

Таблиця 5.8 – Триботехнічні властивості «вторинного» композиту у водному середовищі при швидкості ковзання 0,5 м/с

Навантаження P , МПа	Коефіцієнт тертя f	Лінійний знос пари тертя I , мкм/км	Масовий знос I , мкм/км	
			Зразок	Контртіло
1,0	0,24	4,5	0,56	0,41
2,0	0,16	4,0	0,29	0,38
3,0	0,14	3,5	0,26	0,20
4,0	0,19	3,4	0,80	0,90
5,0	0,20	3,3	0,70	0,80
6,0	0,20	4,9	0,80	0,85
7,0	0,19	10,8	0,94	1,10
8,0	0,18	15,5	1,10	1,50

Важливе значення має порівняння триботехнічних властивостей «вторинного» композиту при різних швидкостях: 0,5 м/с і 1,0 м/с в діапазоні робочих

навантажень від 1,0 до 6,0 МПа. Результати проведених при навантаженні від 1,0 до 6,0 МПа випробувань представлені в таблиці 5.9.

Встановлено, що збільшення швидкості ковзання до 1,0 м/с при робочому навантаженні на зразок 5,0 МПа, практично не збільшуючи коефіцієнт тертя 0,17...0,18, в три рази збільшує лінійний знос «вторинного» композиту: з 6,4 до 18,1 мкм/км. Тому кращою швидкістю експлуатації підшипників з «вторинного» композиту є швидкість $V = 0,5$ м/с.

Таблиця 5.9 – Триботехнічні властивості «вторинного» композиту на повітрі при швидкості ковзання 1 м/с

Навантаження P , МПа	Коефіцієнт тертя f	Лінійний знос пари тертя I , мкм/км	Температура зразка T , °С	Масовий знос I , мкм/км	
				Зразок	Контртіло
1,0	0,37	29,3	70	2,9	0,10
2,0	0,29	25,3	92	2,0	0,20
3,0	0,20	21,9	100	1,7	0,36
4,0	0,18	19,7	110	1,8	0,40
5,0	0,17	18,1	115	1,3	0,20
6,0	0,18	31,2	120	4,2	0,30

На основі отриманих експериментальних даних при випробуванні «вторинних» композитів як матеріалів тертя можна провести деякі порівняльні спостереження, пов'язані з розробкою зносостійких карбопластиків. Даній групі ПКМ були присвячені ряд фундаментальних робіт, серед яких відзначимо праці вітчизняних вчених [213, 214], а також роботи матеріалознавців з Санкт-Петербургу [215, 216].

У цих роботах було відзначено, що головною функціональною добавкою для антифрикційних карбопластиків були ВВ, які відрізняються своїми трибологічними характеристиками. Всебічні дослідження антифрикційних карбопластиків показали, що кращі властивості такі матеріали проявляють в умовах водного середовища при швидкостях ковзання 0,5 м/с і контактних тисках до 100,0 МПа [215]. Якщо порівняти ці матеріали з одержаними нами «вторинни-

ми» композитами, то можна відзначити, що наповнення епоксидного сполучного порошками відходів механічної обробки конструкційних вуглепластиків наближає наші матеріали до вищеназваних. Безумовно, «вторинні» композити потребують удосконалення складу та структури перш за все для збільшення ресурсу експлуатації, чому повинні бути присвячені окремі дослідження, де особливо увагу необхідно приділити як застосуванню високозносоустійких епоксидних полімерів (матриць) як основи сполучного «вторинних» ПКМ, наприклад, дихлортетрагліциаміну [215], так і, головним чином, вибору відходів ВВ у вуглепластика.

В умовах тертя на поверхні фрикційного контакту відбуваються такі процеси: диспергування відходів ВВ на більш дрібні фрагменти, просторова орієнтація турбостратних кристалітів, наномодифікація структури ВВ [216]. Тип армуючої фази в конструкційному вуглепластику відіграє дуже суттєву роль в підвищенні зносоустійкості «вторинних» композитів. Встановлено, що для антифрикційних карбопластиків оптимальною температурою обробки ВВ є 1200...1500 °С [215], а за більш високої температури (до 2800 °С) зносоустійкість антифрикційних ПКМ знижується внаслідок збільшення розмірів кристалітів і зниження частки аморфного вуглецю у волокні.

Як приклад для підтвердження впливу виду ВВ на триботехнічні властивості «вторинного» композиту наведемо залежність показників процесу сухого тертя для матеріалу з наповнювачем з відходів високомодульних ВВ. Зразки аналогічного складу на основі сполучного ЭД-20 з 18 % (мас.) наповнювача - відходів волокон TC42S-24K (виробництво республіки Тайвань), які виготовляли за аналогічною технологією, були випробувані на машині тертя М-22. Як видно з рис. 5.25, зносоустійкість цього матеріалу виявилася істотно нижче, ніж у базового. Це можна пояснити впливом використаного високомодульного вуглецевого наповнювача, який має підвищену абразивність через більш низьку частку аморфного вуглецю у ВВ.

Зазначені результати порівняльних випробувань підтвердили, що для створення «вторинних» композитів з підвищеною зносоустійкістю треба провес-

ти ряд обов'язкових заходів, що включають вибір типу відходів, їх дисперсності та об'ємної частки, вибір полімерного сполучного з підвищеними антифрикційними властивостями, використання дисперсних добавок - твердих мастил, а також розробка раціональної технології.

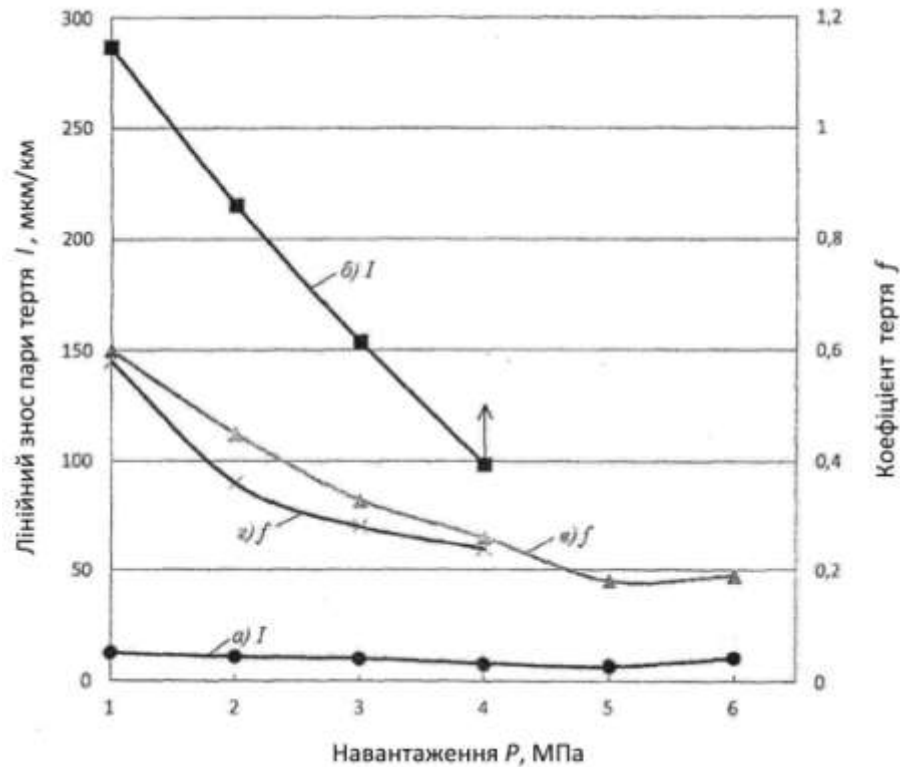


Рисунок 5.25 – Триботехнічні властивості «вторинних» композитів
 ЭД-20 – 18 % наповнювача при швидкості 0,5 м/с.

Наповнювач – відходи механічної обробки епоксидвуглепластика на основі вуглестрічки ЭЛУР-ПА (а, в) і вуглеволокон ТС 42S-24К (б, г)

Проте, вже на даному етапі досліджень було встановлено, що «вторинний» зносостійкий композит, в принципі, може реалізувати себе як матеріал тертя, що є дуже важливим для використання відходів механічної обробки конструкційних вуглепластиків. Найближча перспектива розвитку утилізації подібних відходів передбачає організацію збору та класифікації відходів механічної обробки вуглепластиків. На нашу думку, в основу такої класифікації, перш за все, необхідно покласти розділення за властивостями ВВ, що використовуються

в конструкційних вуглепластиках (наприклад, високоміцні або високомодульні), тобто для пропонованого використання важливим є ступінь графітизації ВВ, що великою мірою визначає характеристики зносостійкості наповнювача, а, значить, і «вторинного» композиту.

Висновки по розділу 5

1. В результаті виконаних досліджень встановлено, що нанесення молібденових покриттів електроіскровим способом дозволяє істотно, на порядок, підвищити зносостійкість титанових сплавів, при цьому змінюється механізм зношування з адгезійного на окиснювальний. Нанесення молібденового покриття за розробленим режимом не призводить до структурних змін в матеріалі підкладки. Встановлено також проходження дифузійних процесів і фазових змін в покритті в процесі тертя та показана можливість використання електроіскрових молібденових покриттів для трибовузлів літаків з титанових сплавів.

2. Встановлено, що покриття з $WC-Co-Cr$, що наноситься високошвидкісним газополуменевим методом HVOF, має твердість вище, ніж у гальванічного хрому, і становить 10640...12870 МПа. Механічна обробка покриття $WC-Co-Cr$ за відпрацьованими режимами дозволяє отримати шорсткість $0,1 < Ra < 0,2$. Пористість покриття $WC-Co-Cr$ на пласкому зразку становить 4 %, що не відповідає вимогам, а на циліндричних зразках - 0,5...2 %, що відповідає вимогам інструкції.

Це пов'язано з тим, що процес нанесення покриттів на циліндричну поверхню проводиться в «напівавтоматичному режимі» - на токарному верстаті з точним дотриманням параметрів нанесення покриттів (подача пальника, швидкість обертання деталі, відстань від сопла до поверхні). При напиленні на плаский зразок вищевказані параметри дотримуються з певною похибкою, оскільки процес виконують вручну. Для отримання рівномірного покриття на пласких поверхнях деталей і деталей складної конфігурації необхідно автоматизувати процес.

3. Розроблено технологію формування заготовок втулок з антифрикційного матеріалу БФГ-50М, планованого на заміну металофторопластової стрічки (МФС), що традиційно використовується на ДП «Антонов», в плані імпортозаміщення. Технологія включає в себе всі основні етапи формування методом порошкової металургії заготовок і готових деталей з них.

Проведено металографічні дослідження заготовок втулок з антифрикційного матеріалу БФГ-50М, які виявили в основному відповідність мікроструктури матеріалу технічним вимогам за винятком деякої нерівномірності розподілу фторопластграфітової композиції над бронзовими гранулами по внутрішньому діаметру втулки в допустимих межах.

4. Спечені втулки 40-18-ОСТ1 00287-78 з матеріалу БФГ-50М витримали без зауважень комплекс випробування в обсязі вимог ОСТ1 00536-78. На підставі результатів металографічних досліджень і позитивних результатів випробувань за програмою ОСТ1 00536-78 спечені втулки з матеріалу БФГ-50М можна рекомендувати для заміни деяких суцільнотягнутих втулок з металофторопласту.

Зважаючи на відсутність підприємств-виробників МФС в Україні, організація власного виробництва спечених втулок з матеріалу БФГ-50М забезпечить незалежність ДП «Антонов» від імпортних виробників і постачальників. Хоча вартість втулки 40-18-ОСТ1 00287-78 з матеріалу БФГ-50М на даному етапі приблизно в 1,13 рази перевищує номінальну вартість аналогічної втулки з МФЛ, за рахунками у фахівців є підстави вважати, що вона істотно знизиться внаслідок застосування бронзової труби замість бронзового прутка; збільшення кількості деталей, що одночасно спікаються (садки печі); зниження трудомісткості механічної обробки, а також того, що технологія порошкової металургії забезпечує 100 %-ий вихід готових деталей і не вимагає використання великої кількості оснасток (переходів), як у разі технології холодного штампування (згортання) і глибокого витягання, що також сприяє зниженню вартості спечених втулок.

5. Узагальнено досвід застосування металокерамічних і металополімер-

них матеріалів у вузлах тертя авіаційної техніки. Наведено характеристики та умови експлуатації спечених фрикційних і антифрикційних матеріалів. Розглянуто особливості металофторопластових стрічок імпортного виробництва. Показана ефективність застосування спечених і металополімерних матеріалів у вузлах тертя сучасних цивільних літаків.

Досвід експлуатації металокерамічних і металополімерних матеріалів свідчить про ефективність таких матеріалів для забезпечення надійності, якості та ресурсу вузлів тертя авіаційної техніки. Технологія порошкової металургії має величезний потенціал в області створення матеріалів з унікальними властивостями, застосування яких дозволить вирішити принципово нові задачі, пов'язані із забезпеченням безпеки польотів [214].

6. Проведено аналіз можливості утилізації дисперсних відходів механічної обробки конструкційних вуглепластиків шляхом їх використання як наповнювача зносостійких «вторинних» композитів з епоксидною матрицею. Такий наповнювач при концентрації 18 % (мас.) дозволяє композиту працювати в парі тертя зі сталлю при швидкості ковзання 0,5 м/с і навантаженні до 6 МПа, а у водному середовищі - при швидкості 0,5 м/с і навантаженні 8 МПа.

З результатів триботехнічних випробувань випливає, що «вторинний» композит з використанням наповнювача у вигляді відходів механічної обробки конструкційних вуглепластиків може працювати в умовах сухого тертя при малих швидкостях ковзання. Експерименти з введення в зону тертя водного середовища показують достатню зносостійкість матеріалу і припускають однією з перспективних конверсійних областей практичного застосування підшипники насосів, що перекачують воду, в суднобудуванні та агрегати механізації сільського господарства.

Перспектива подальшого використання відходів механічної обробки конструкційних вуглепластиків у промисловості вимагає організації їх збору та класифікації за видами вуглецевих волокон.

Дослідження «вторинних» зносостійких композитів можуть бути покладені в основу подальших робіт зі створення антифрикційних матеріалів для

різних областей техніки.

На закінчення відзначимо, що отримані в розділі 5 результати опубліковані в колективних монографіях [16, 66], а також в статтях [40, 96, 202, 206-208, 211], і доповідалися на представницьких конференціях вчених і фахівців [180, 181].

РОЗДІЛ 6

ПРОБЛЕМИ ІНЖЕНЕРНОГО ПРОГНОЗУВАННЯ ЕФЕКТИВНИХ ОБСЯГІВ ЗАСТОСУВАННЯ МАТЕРІАЛІВ ПОРОШКОВОЇ МЕТАЛУРГІЇ В КОНСТРУКЦІЯХ АГРЕГАТІВ ЛІТАКІВ. ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ДОСЛІДЖЕНЬ

6.1 Основи інженерного прогнозування обсягів впровадження порошкових матеріалів в агрегатах літаків

Як вже зазначалося в розділі 1, при створенні літальних апаратів визначальним принципом їх досконалості є максимальна вагова віддача застосованих конструкційних матеріалів, що оцінюється питомими характеристиками міцності та жорсткості, які зберігаються в умовах експлуатації. Висока вартість самих конструкційних матеріалів, що забезпечують необхідну вагову віддачу, а також економічність їх переробки у виробах, є другим визначальним критерієм їх ефективності.

У зв'язку з цим зростання функціональної віддачі літального апарату супроводжується збільшенням обсягу застосування композиційних матеріалів [50, 54, 56, 217-225], а також матеріалів порошкової металургії, роль яких помітно зростає внаслідок можливості реалізації ними таких унікальних властивостей, які в принципі не можуть бути досягнуті за традиційних технологій металургійного виробництва [16, 66, 73, 76, 152, 155, 226, 227].

Передумови інженерного прогнозування обсягів впровадження порошкових конструкційних елементів (ПКЕ) в цивільних літаках (або критерії реалізованості обсягів) зумовлюються послідовністю наявності ряду факторів (рис. 6.1).

Дійсно, відсутність доступної номенклатури порошків виключає саму можливість створення будь-якого обсягу впровадження ПКЕ на підприємствах, що створюють літаки: проектують і виготовляють. Однак для створення ПКЕ необхідна номенклатура відповідних технологій і обладнання [66, 73]. Цей блок завжди більш вузький за попередній і, отже, обмежує можливий обсяг впрова-

дження ПКЕ. Нарешті, потреба організації, що створює літаки, повинна бути орієнтована на забезпечення саме ПКЕ економічної доцільності їх впровадження, що забезпечує досягнення виробом відповідного рівня льотно-технічних характеристик. Без цієї потреби відсутня така доцільність у зростанні обсягів їх впровадження.

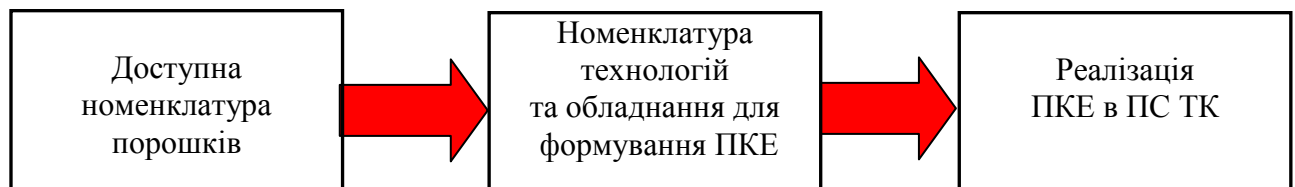


Рисунок 6.1 – Основні блоки вимог, що характеризують передумови до інженерного прогнозування обсягів впровадження ПКЕ в ПС ТК

Таким чином, методологія прогнозування обсягу впровадження ПКЕ повинна мати в собі всі ці складові вимог передумов.

Інженерному прогнозуванню ефективних обсягів застосування матеріалів порошкової металургії в конструкціях агрегатів вітчизняних цивільних літаків при наявності вимог (рис. 6.1) має, мабуть, передувати:

1. Встановлення теоретично граничних відносних обсягів застосування матеріалів порошкової металургії в ПС ТК.

2. Розподіл обсягів порошкових матеріалів (ПМ) по деталях і агрегатах різного призначення:

- триботехнічного;
- силового;
- допоміжного (типу інтер'єру) для економії маси ливарних і штампувальних матеріалів.

3. Отримання інформації про початковий період впровадження ПКЕ в ПС ТК.

Революційним етапом в інтенсифікації зростання обсягу впровадження

ПКЕ в ПС ТК з'явилися продуктивні технології виробництва деталей літаків з порошкових матеріалів на 3D-принтерах. Початок цього етапу, мабуть, можна віднести до 2014-2015 років, що підтверджується інформацією ряду останніх джерел. Зокрема, в [169] зазначається, що «Boing вже зараз щорічно виготовляє 22000 деталей з 300 найменувань для десяти військових і комерційних літаків за адитивними технологіями, а компанія General Electric вважає, що через 5 років половина деталей ГТД буде зроблена за адитивними технологіями».

В [229] повідомляється, що Airbus вперше встановив 3D-друковані титанові деталі на серійні літаки. Там же наведена інформація, що Даан Керстен - співзасновник компанії Additive Industries, що розробляє комплексні промислові системи MetalFAB1 і активно співпрацює з Airbus, зазначив, що керівництво компанії прагне до такого рівня, де половина деталей літаків буде виготовлятися на 3D-принтерах. У травні 2016 року Airbus оформив патент, який розглядає 3D-друк несучих конструкцій літаків цілком [228]. Ці та інші факти свідчать про актуальність аналізу проблеми інженерного прогнозування раціональних обсягів впровадження ПКЕ у вітчизняних ПС ТК і формуванні в першому наближенні принципової схеми системи цього прогнозування.

В [224] синтезовано блок-схему складу компонент факторів та їх складових, що формують головну ознаку прогнозування обсягів впровадження ПКМ в агрегатах вітчизняних ПС ТК. У синтезованій блок-схемі системи встановлені 10 взаємопов'язаних основних факторів і складові їх компоненти, проведено аналіз цієї системи, що дозволяє в подальшому поступально вирішувати проблему довгострокового прогнозування цих обсягів впровадження ПКМ з урахуванням специфічних умов та особливостей вітчизняної галузі.

Аналіз цієї блок-схеми показує її практично повну застосовність і до задачі прогнозування обсягів впровадження порошкових ПЕ у вітчизняних цивільних літаках, що дозволяє включити її як одну з визначальних у формований комплекс прогнозування раціонального обсягу впровадження ПКЕ (рис. 6.2).

Державна підтримка авіаційної промисловості й авіабудування активно здійснюється і в інших країнах, особливо після 2000 року [229].

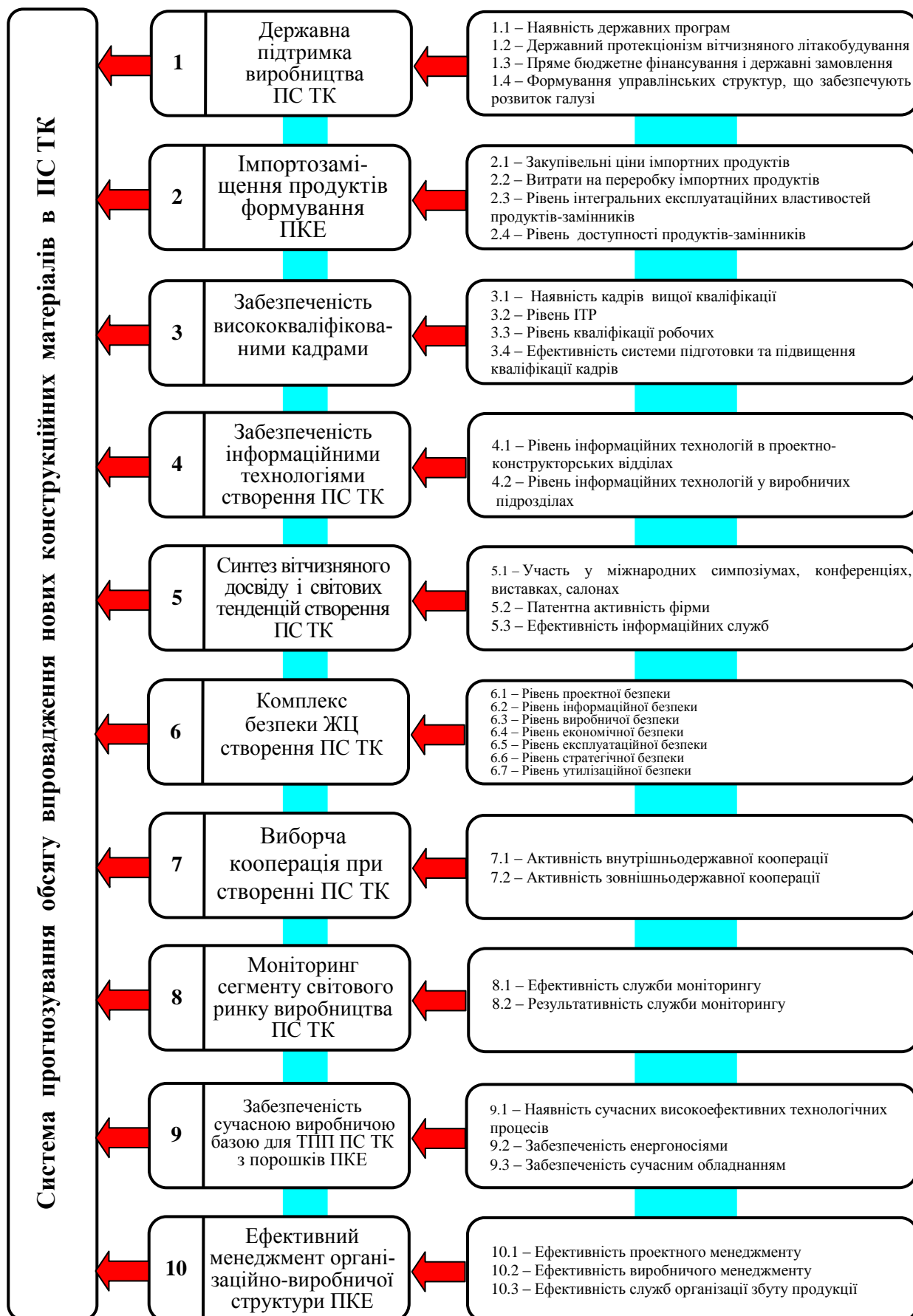


Рисунок 6.2 – Блок-схема системи факторів, що формують головну прогнозовану ознаку - обсяг ПКЕ в ПС ТК

Протягом останніх 10-15 років була прийнята Державна комплексна програма розвитку авіаційної промисловості України до 2010 року [230], а також стратегія розвитку авіаційної промисловості України до 2020 року [231] та ін. Прагнення до реалізації цих програм безсумнівно стимулювало інтенсивність досліджень вчених університетів країни, НАН України та фахівців галузі в різних аспектах науково-технічного забезпечення збільшення росту обсягів впровадження ПКМ в ПС ТК [56, 217, 232-237].

Аналіз зазначених публікацій свідчить про істотний вплив факторів різних форм державної підтримки на пряме або опосередковане збільшення обсягу застосування ПКМ в ПС ТК.

Фактор імпортозаміщення в останні роки стає все більш актуальним не тільки в плані матеріалів, сполучних та їх компонентів, а також допоміжних матеріалів, проте в цьому аспекті він проявляється в чотирьох компонентах (рис. 6.2). При цьому в широкому сенсі під імпортозаміщенням будемо розуміти не тільки заміну вітчизняної сировини імпоротною, але і придбання продуктів замість одного імпортера в іншого з міркувань ціни, якості, доступності за термінами поставки і необхідними обсягами або інших стратегічних причин. Всі ці компоненти даного фактору досить вагомі та вимагають додаткових досліджень, що проводяться на ДП «Антонов».

Не менш важливий фактор забезпеченості підприємства створення ПС ТК, особливо з ПКЕ в силу їх специфічних особливостей. Всі складові цього фактора (рис. 6.2) істотно впливають як на інтегральні показники якості продукції, так опосередковано і на обсяг впровадження ПКЕ в ПС ТК [217, 218] та ін.

Фактор забезпеченості інформаційними технологіями та його складові (рис. 6.2) також мають як прямий, так і непрямий вплив на аналізовану головну прогнозовану ознаку, що підтверджується публікаціями [240, 241].

Фактор синтезу вітчизняного досвіду і світових тенденцій створення ПС ТК з ПКМ та його складові (рис. 6.2) вносять істотний внесок в проблему зростання частки ПКМ у вітчизняні ПС ТК, що знаходить відображення в публікаціях [163, 217, 233, 238].

Кілька відособлене місце в системі прогнозування обсягу застосування ПКЕ в ПС ТК займає фактор безпеки життєвого циклу створення ПС ТК, що становить комплекс складових, докладно описаний в роботі [239], який опосередковано взаємопов'язаний з проблемою безпеки життєдіяльності у виробництві конструкцій з ПКМ в ряді її аспектів [242].

Сьомий фактор, що включає складові виборчої кооперації при створенні ПС ТК (рис. 6.2), має місце як у світовій авіабудівній промисловості [227, 243-245], так й у вітчизняній галузі, трансформуючись з урахуванням особливостей її розвитку, особливо в останнє десятиліття, та взаємодії з іншими факторами синтезованого комплексу [233].

Фактор моніторингу сегмента світового ринку виробництва ПС ТК та його складові (рис. 6.2) простежується в публікаціях [163, 217, 229, 244] та ін. Цей фактор непрямим чином також впливає на головну прогнозовану ознаку обсягів впровадження ПКЕ за допомогою її зв'язків з іншими факторами системи.

Фактор забезпеченості сучасною виробничою базою для технологічної підготовки виробництва ПС ТК з ПКЕ (рис. 6.2) - один з переважних, якщо не визначальних потенційні можливості зростання обсягу застосування порошкових матеріалів в тому чи іншому часовому інтервалі. Його роль і вплив неодноразово підкреслювалися співробітниками ДП «Антонов» і ВАТ «УкрНДІАТ» [217, 232, 233, 246]. Висвітлення цього фактора в реаліях останніх років стану літакобудівного виробництва в Україні представляється досить актуальним.

Останній фактор - ефективний менеджмент організаційно-виробничої структури (рис. 6.2) - безпосередньо взаємопов'язаний з попереднім і відіграє досить важливу роль в забезпеченні зростання обсягу застосування ПКЕ в ПС ТК України [247] та ін.

Таким чином, вирішена перша із сформульованих вище задач синтезу системи факторів прогнозування обсягу застосування ПКЕ в ПС ТК. Інші задачі, які об'єднують основні питання власне прогнозування цього обсягу в різних часових періодах, чекають свого вирішення в найближчий час.

Не менш важливою складовою цього комплексу є блок основних цілей

прогнозування ПКЕ, сформульованих нами в [247]. Незважаючи на те, що в [247] вони сформульовані для окремого випадку ПКЕ триботехнічного призначення, вони в повній мірі справедливі й для всього класу цих конструкцій:

φ_1 - зниження вартості порошкових матеріалів;

φ_2 - зниження виробничих витрат на виготовлення порошкових деталей;

φ_3 - збільшення ресурсу і надійності авіаконструкцій шляхом підвищення функціональних експлуатаційних характеристик матеріалів;

φ_4 - імпортозаміщення матеріалів;

φ_5 - підвищення виробничої безпеки життєдіяльності, охорони праці та виконання екологічних вимог до культури виробництва.

Первинною передумовою впровадження ПКЕ в цивільних літаках було, мабуть, прагнення до істотного зниження непоправних втрат дорогих конструкційних матеріалів у вигляді відходів, що виникають в процесі технологічної переробки заготовок ливарних і штампованих напівфабрикатів в готові деталі, тобто підвищити КВМ до 90...95 % [163]. Таким чином, збільшення КВМ, що стимулює в результаті зниження вартості конструкційних матеріалів φ_1 , стало першою метою використання ПКЕ в ранжуванні цих цілей.

Певне, другою метою в ранжуванні цілей стало зниження виробничих витрат шляхом виготовлення ПКЕ в порівнянні з витратами на реалізацію традиційних технологій з переробки ливарних і штампованих заготовок в готові вироби φ_2 .

Третьою за значимістю метою використання ПКЕ стало прагнення до збільшення ресурсу і надійності авіаконструкцій шляхом підвищення експлуатаційних характеристик матеріалів φ_3 , оскільки ПКЕ значною мірою знижують або повністю виключають структурні дефекти, які є основною причиною зниження ресурсу і надійності виробу, що особливо важливо для силових КЕ.

Четвертою метою впровадження ПКЕ є відносно великі можливості імпортозаміщення конструкційних матеріалів, що розширює маневреність вітчизняної промисловості, підвищуючи стабільність виробництва незалежно від спе-

цифічних змін світового ринку матеріалів φ_4 .

Нарешті, останньою п'ятою метою впровадження ПКЕ є закладені в багатьох технологічних процесах можливості, що забезпечують підвищення виробничої безпеки життєдіяльності, охорони праці n виконання економічних вимог k культури виробництва φ_5 .

Таким чином, ранжування цілей впровадження ПКЕ в цивільних літаках реалізується рядом їх значущості:

$$a_1\varphi_1 \rightarrow a_2\varphi_2 \rightarrow a_3\varphi_3 \rightarrow a_4\varphi_4 \rightarrow a_5\varphi_5 \quad (6.1)$$

Чисельні значення коефіцієнтів значущості цього ряду a_i ($i = 1, 2, \dots, 5$) можуть істотно змінюватися відповідно до їх експертних оцінок для аналізу конкретних комплексних виробничих умов впровадження ПКЕ з позицій держави, галузі, конкретного підприємства (політичних, економічних, соціальних та ін.). Однак і синтезована схема факторів, і ранжована таблиця цілей прогнозування обсягів застосування ПКЕ вимагають визначення деяких рангів значущості вхідних до них параметрів для конкретних умов, за якими здійснюється прогнозування.

Встановлення таких рангів значущості будь-якого з вхідних параметрів інформації можна здійснити за допомогою генеральних визначальних таблиць (ГВТ), що відображають систему вимог на нові об'єкти техніки або технологічні розробки [248, 249], як зазначається в [165]. Джерело інформації, яке залучається для прогнозу, зіставляється з ГВТ і на цій основі оцінюється його значущість. Процедура зіставлення конкретного джерела інформації з ГВТ піддає документ, який використовується при прогнозуванні, своєрідній перевірці на перспективність [245-250].

Навіть з такого короткого визначення сенсу ГВТ впливає її принципова значущість в інженерному прогнозуванні, бо від якості складання ГВТ залежить зміст і достовірність прогнозу. У зв'язку з цим уточнимо вимоги, що пред'являються до складання ГВТ.

У широкому сенсі ГВТ є узагальненим зведенням технічних вимог на

прогнозовані об'єкти техніки, технічні комплекси і напрямки. Вона складається з сукупності всієї інформації, що циркулює в обігу, для кожної конкретної області прогнозування відповідно до специфічних особливостей, характерних для цієї області. Переносити визначальну таблицю з однієї області прогнозування в іншу без належного обґрунтування подібної операції не можна, оскільки це може привести до суттєвих помилок при прогнозуванні.

У вузькому сенсі ГВТ представляється у вигляді нормованої таблиці, що дозволяє перетворити інформацію, яка міститься в технічному документі, в формалізовані оцінки. Мінімальні оцінки, представлені в ГВТ, відповідають нульовій новизні, а максимальні відносяться до технічних рішень, доведених теоретично і експериментально, хоча, можливо, ще не впроваджених у практику.

ГВТ цілей прогнозування обсягів впровадження ПКЕ, мабуть, ідентична наведеної в [252] для прогнозування обсягів впровадження ПКМ в ПС ТК (таблиця 4.8).

Всілякі джерела інформації зливаються в єдину систему, що перетворює їх в так звану ГВТ, на основі якої визначається значущість кожного джерела інформації для інженерного прогнозування.

Повертаючись до описаної вище схеми факторів, які формують головну ознаку, відзначимо, що порядок синтезованих факторів рис. 6.2 не визначає їх важливість (значущість) в аспекті внеску в зростання обсягу ПКЕ в конструкції ПС ТК при його прогнозуванні.

Для встановлення значущості кожного фактора Φ_i ($i = 1, 2, \dots, 10$) звернемося до формули

$$\Phi_i = \frac{r_i}{\sum_{i=1}^{10} r_i}.$$

(6.2)

Тут r_i - бал рівня i -го фактора, що визначається за аналогічною формулою

$$r_i = \frac{r_{ij}}{\sum_{j=1}^k r_{ij}}, \quad (6.3)$$

де r_{ij} - бал j -ої складової i -го фактора, k - число складових i -го фактора.

Значення r_{ij} визначається за ГВТ (таблиця 4.8) експертом або експертною групою, вибір якої проводиться відповідно до теорії експертних оцінок [250, 251].

Існує можливість двох рівнів встановлення рангу (вагомості) кожного фактора: наближений та уточнений. У першому випадку ранг фактора визначається за формулою (6.2), в якій його бал r_{ij} знаходять за ГВТ. В іншому випадку використовується формула (6.3), в якій, як зазначено вище, бал визначають за ГВТ, а потім остаточний ранг факторів обчислюють за формулою (6.2).

Мабуть, в першому випадку компетентність експертів лежить в області інтегральних знань про фактори системи прогнозування, що має місце для вищої керівної ланки спеціалістів галузі, в той час як у другому випадку компетентність експертної групи орієнтована на знання, диференційовані (поглиблені) у сферу окремих складових факторів, і повинна складатися з різних специфічних груп, що мають знання в цих областях складових факторів.

Таким чином, викладений вище підхід дозволяє встановити рівні (ранги) факторів за їх впливом на обсяг ПКЕ в ПС ТК, що сприяє раціональній орієнтації прогнозистів на складові системи прогнозування, але не дає виходу як на період прогнозу, так і безпосередньо на його кількісний результат - обсяг застосування ПКЕ в конструкції ПС ТК в кінці прогнозованого періоду.

У систему прогнозування раціональних обсягів впровадження ПКЕ в ПС ТК повинні включатися банк джерел інформації для прогнозування і період планованого прогнозування, значущість яких попередньо профільтована експертними оцінками за допомогою ГВТ.

Джерела інформації в переважних випадках носять непараметричний характер, що вимагає їх формалізації шляхом перетворення до кількісних (чисельних) параметрів за допомогою відповідних експертних оцінок в межах ГВТ. Вихідні параметричні види інформації, як правило, містяться в патентах, статтях, Інтернет-ресурсах, матеріалах ЗМІ (журналах, газетах, телепередачах) тощо. Частково параметрична інформація має місце в дисертаціях, монографіях,

матеріалах наукових конференцій, симпозіумах. Параметричні джерела інформації становлять невелику частину від загального обсягу.

Не менш значущим в системі є блок вибору періоду прогнозування, способом визначення якого присвячені роботи численних вітчизняних і зарубіжних авторів, короткий огляд і аналіз яких наведено в монографіях В.Г. Гмошинського [248, 249].

Вибір та обґрунтування раціонального періоду прогнозування залежить від ряду факторів: цілей прогнозування, системи факторів, що формують головну ознаку прогнозування, насичення банку джерел інформації для прогнозування.

Відзначається два основних способи вибору періоду прогнозування: експертний, що застосовується в умовах малого обсягу інформації про об'єкт при використанні двох груп експертів - «оптимістів» і «песимістів», які дають, відповідно, занижений (оптимістичний) період прогнозу T_{opt} і завищений (обережний) період $T_{обер}$.

Тоді реалістичний період прогнозування T визначиться формулою [251]:

$$T = \frac{2T_{opt} + T_{обер}}{3}. \quad (6.4)$$

Відзначається, що розбіжність даних, отриманих за формулою (6.4) з періодами прогнозування, зазначеними в роботі [251], склала менше 5 % в 25 % випадків, а в 70 % випадків оцінки на 1980 і 2000 роки мали розбіжність з розрахунковими величинами не більше, ніж на 15 %.

Інший спосіб базується на складанні найпростішої математичної моделі, в основу якої покладено досліди. Переклад цих фактів в математичні образи дозволив в кінцевому вигляді отримати розрахункову залежність для визначення перспективного (реалістичного) періоду прогнозування обсягу ПКЕ в ПС ТК

$$T = t_0 \exp[\Gamma(0,5\Gamma - 1)]. \quad (6.5)$$

де Γ - технічний рівень об'єкта прогнозування або коефіцієнт інженерно-технічної значущості об'єкта; t_0 - тривалість періоду впровадження інженерно-технічного рішення (об'єкта) в роках, який дорівнює різниці між роком освоєн-

ня у виробництві та роком формування проекту (технічної ідеї).

$$\Gamma = \frac{Q}{q} = \frac{\sum_{i=1}^n \varphi_i(t)}{\sum_{i=1}^n \varphi_{i\max}(t)}, \quad (6.6)$$

де q - сума оцінок значущості об'єкта по кожній характеристиці ГВТ, Q - максимальна сума оцінок в ГВТ за такими самими характеристиками.

Тривалість періоду впровадження пов'язана з номінальним числом джерел інформації залежністю [248]:

$$v = (1...0,73)kt, \quad (6.7)$$

де

$$k = 0,04 \frac{b}{\varepsilon}, \quad (6.8)$$

де b - число елементів класифікації джерел інформації (патенти, статті, монографії тощо); ε - точність прогнозування як сукупність похибок, що виникають при прогнозуванні.

Оцінка ε наведена в [248]. Використовуючи (6.7) і (6.8), тривалість періоду впровадження t_0 можна виразити через параметри v , b і ε :

$$t_0 = \frac{v\varepsilon}{(1...0,73) \cdot 0,04 \cdot b}. \quad (6.9)$$

Детально зміст блоку визначення (призначення апіорі) або розрахунку періодів прогнозування для ПKE в ПС ТК викладено в [248]. У цій же монографії викладені й методи інженерного прогнозування, які порівняно просто адаптуються до визначення раціональних обсягів впровадження ПKE в ПС ТК з урахуванням специфічних умов вітчизняного літакобудування. Коротко описана вище система інженерного прогнозування обсягів впровадження ПKE в ПС ТК представлена принциповою схемою на рис. 6.3.

Синтезована вище система в перспективі в міру її наповнення кількісними даними зможе стати основою продуктивного інженерного прогнозування обсягів впровадження ПKE в ПС ТК.

Необхідно відзначити ще один принципово важливий аспект обговорю-

ваної проблеми: її гармонізацію з прогнозами впровадження ПКМ в літакобудуванні, частково вже висвітленими вище на основі результатів досліджень [224, 225, 232, 233, 235, 236, 240, 244, 252] та ін. Ці результати одержані без урахування паралельного, хоча і з певним запізненням обсягів впровадження ПKE в цих же об'єктах. Очевидно, що на початкових етапах невеликого відносного обсягу впровадження ПКМ (приблизно до 20 % від маси планера ПС ТК, відповідного часовому періоду початку 2000-х років, обсяг впровадження ПKE на порядок менший), не міг впливати на характер зростання обсягу впровадження композитів. Однак при зростанні обсягу ПKE до 10 % і більше до 2020-2025 рокам (див. інформацію [169, 229]) його вплив має сповільнювати обсяги впровадження ПКМ щодо прогнозів роботи [252], причому це зниження прогнозованих раніше обсягів впровадження ПКМ буде зростати до певної межі.

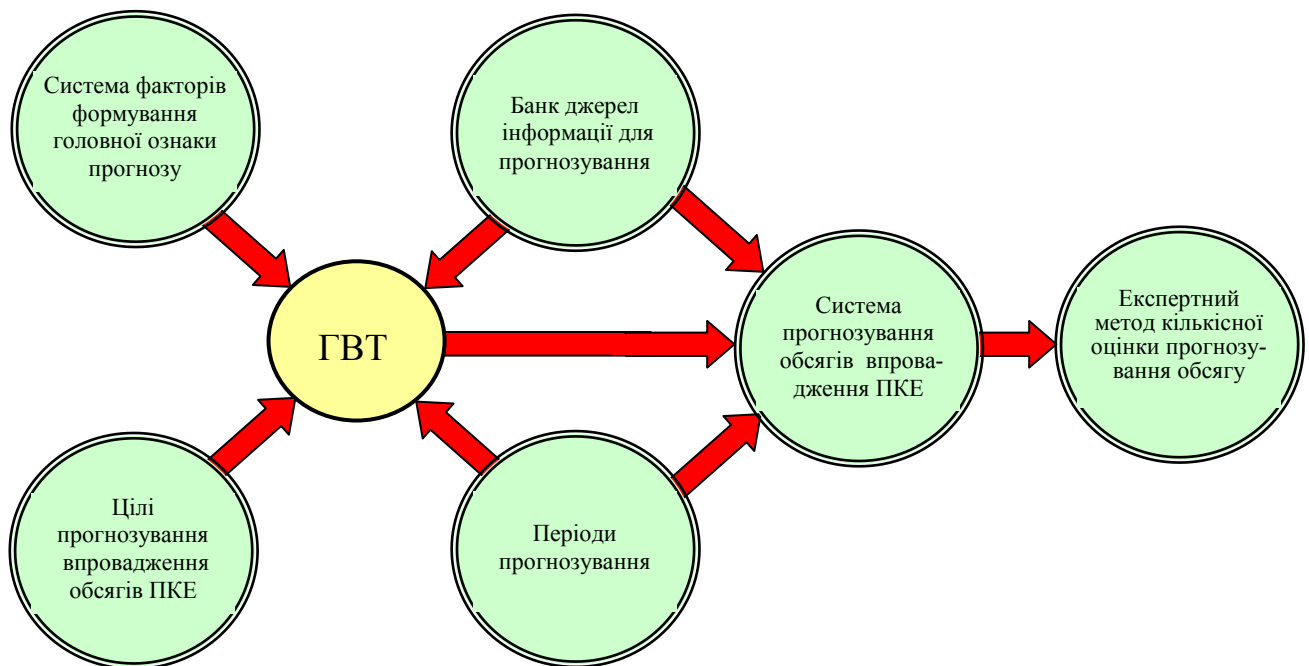


Рисунок 6.3 – Принципова схема системи інженерного прогнозування обсягів впровадження ПKE в ПС ТК

Очевидно «рівноважний» стан, при якому обсяги зростання впровадження і ПКМ і ПKE, стабілізується, буде визначатися фактором вартості їх впровадження, коли ця вартість буде рівною при урахуванні рівності наступних основ

них критеріальних факторів:

- зростання експлуатаційних характеристик матеріалів і їх збережуваність в процесі експлуатації ПС ТК;
- капітальних вкладень у виробництво агрегатів з ПКМ і ПКЕ;
- виробничих витрат на технологічну підготовку і саме виробництво;
- умов і засобів забезпечення безпеки виробничої життєдіяльності та економічних вимог;
- забезпеченості сировиною та напівфабрикатами виробництва агрегатів з ПКМ і ПКЕ.

При цьому мають бути забезпечені умови наявності відповідних кадрів, сучасних інформаційних технологій та інноваційної підтримки.

Викладені вище умови прогнозу паралельного впровадження обсягів ПКМ і ПКЕ у ПС ТК можна інтерпретувати умовними графіками інженерного прогнозу на довгострокові періоди (рис. 6.4).

6.2 Загальна концепція впровадження, використання і передачі результатів

Це дослідження є результатом скромного внеску автора у вирішення проблеми становлення в Україні наукового забезпечення і супроводження проектування та створення високоефективних конструкцій агрегатів цивільних літаків з нових матеріалів, які формуються спеціальними методами порошкової металургії в умовах постійно зростаючої конкуренції на світовому ринку продажів і послуг авіаційної техніки.

Представлені в розділах 2-6 узагальнені результати, як правило, знаходили своє практичне застосування в різних аспектах і формах створення цивільних вітчизняних літаків і літальних апаратів ракетно-космічного призначення, а в ряді випадків й ініціювалися практичними задачами.

Саме в цьому аспекті розвивалося, удосконалювалося і вирішувалося багато задач цієї роботи, що стали результатом спільного (або вихідного від са-

мих підприємств) ставлення цих задач. У зв'язку з цим впровадження і (або) використання результатів дисертації здійснювалося в першу чергу на підприємствах і в організаціях, які є лідерами в країні і займають значне місце в світі серед технічно розвинених держав в області цивільних літаків і ракетно-космічної техніки, про що свідчить їх історія й досягнення (див. розділ 1).

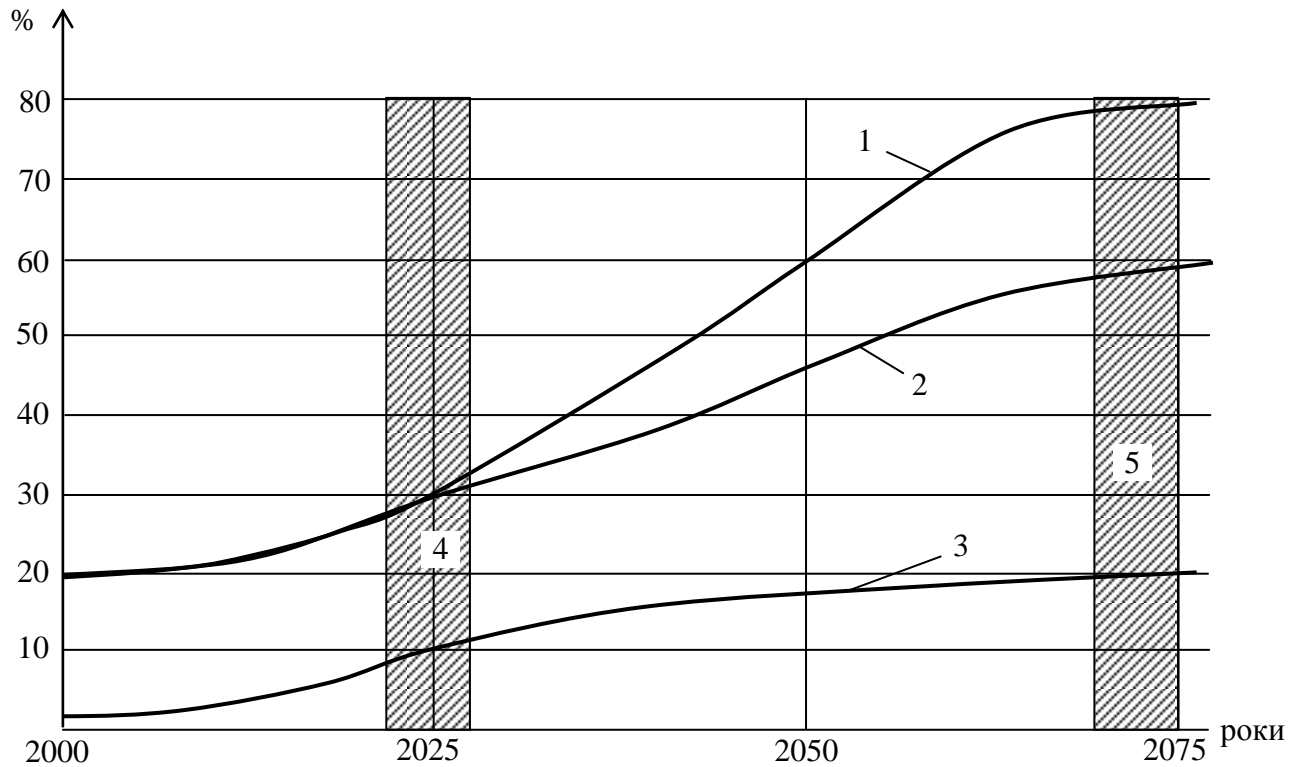


Рисунок 6.4 – Гіпотетичний характер формування довгострокових прогнозів зростання обсягів паралельного впровадження ПКМ і ПKE в агрегатах ПС ТК:

1 – обсяги впровадження ПКМ без урахування зростання обсягів ПKE відповідно до [252]; 2 – обсяги впровадження ПКМ з урахуванням зростання обсягів ПKE; 3 – обсяги впровадження ПKE з урахуванням зниження обсягів зростання ПКМ; 4 – зона початку впливу зростання обсягів ПKE на зниження обсягів зростання ПКМ; 5 – зона стабілізації обсягів зростання ПКМ і ПKE

Інформаційна схема впровадження результатів дисертації у вітчизняних підприємствах та організаціях аерокосмічного профілю представлена на рис. 6.5. Факт впровадження цих результатів підтверджено відповідними актами (див. додаток Е).

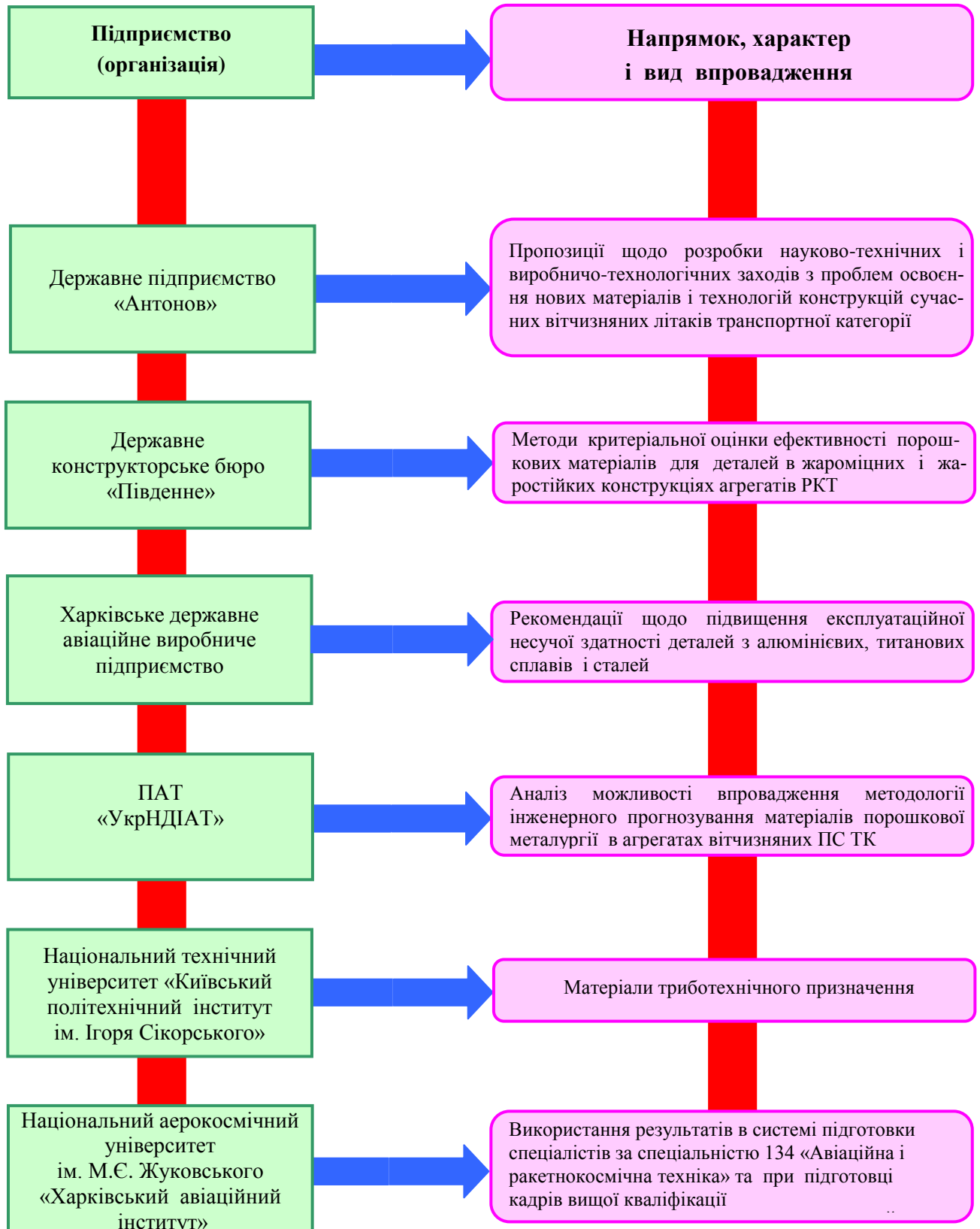


Рисунок 6.5 – Інформативна схема впровадження результатів дисертації

Крім безпосереднього впровадження на підприємствах і в організаціях, зазначених у схемі рис. 6.5, спостерігається і непряме: через організацію-посередника, за замовленням якої виконувалося те чи інше дослідження, із використанням якого нею проводилися НДДКР або експериментальні розробки для іншої організації. Прикладом такого впровадження є дослідження, проведені за безпосередньої участі автора для ПАТ з УкрНДІТМ, які потім використовувалися останнім при виконанні дослідно-конструкторських розробок ефективних покриттів носового обтічника ракети. Приклади такої багатоступеневої співпраці у використанні результатів дисертації через організації, зазначені в схемі рис. 6.5, можна було б продовжити. Нижче коротко викладено основні результати впровадження відповідно до цієї схеми.

Найбільш широке впровадження результатів дисертації відбулося на ДП «Антонов» (див. додаток Е).

Основні результати містять в собі:

- загальну методологію оцінки перспективності спеціальних методів порошкової металургії стосовно до їх використання в деталях агрегатів літаків ДП «Антонов»;
- критерії оцінки ефективності розширення застосування в агрегатах літаків ДП «Антонов» спечених конструкційних матеріалів на основі алюмінію, титану і сталей;
- рекомендації, що стосуються підвищення рівня і стабільності експлуатаційних властивостей деталей захисними покриттями триботехнічного призначення в вузлах тертя.

В акті про впровадження результатів роботи відзначається, що використання цих результатів дозволило підвищити ресурс і надійність конструкцій літаків ДП «Антонов».

Про широту впровадження результатів роботи та їх значущість для розвитку нової концепції забезпечення ресурсу експлуатації авіаційної техніки свідчить включення автора до складу колективу авторів роботи «Матеріали і технології конструкцій сучасної авіаційної техніки», що отримала Державну

премію України в галузі науки і техніки за 2017 рік.

Значна частина результатів роботи, спрямована на рішення актуальної проблеми підвищення експлуатаційних властивостей деталей агрегатів вітчизняних цивільних літаків методами і засобами порошкової металургії, визнана відповідною одному з пріоритетних напрямків робіт Харківського Державного авіаційного виробничого підприємства (ХДАВП).

Основні результати роботи за даним напрямком прийняті до використання в ХДАВП у вигляді:

- критеріїв оцінки перспективності розширення застосування в конструкціях агрегатів літаків, що випускаються і ремонтуються підприємством, спечених порошкових матеріалів на основі алюмінію та титану;
- рекомендацій щодо виявлення та усунення причин експлуатаційного руйнування деталей з алюмінієвих і титанових сплавів;
- оптимізації структур захисних покриттів, які формуються газотермічними методами.

Використання зазначених вище розробок дозволить істотно підвищити ресурс і надійність виробів.

Результати дисертації прийняті до використання також в ПАТ «Український Науково-дослідний інститут авіаційної технології» (ПАТ «УкрНДІАТ»). У число цих результатів увійшли такі (див. додаток Е):

- методи оцінювання перспектив впровадження жаростійких і жароміцних матеріалів в конструкціях агрегатів цивільних літаків;
- критерії оцінювання ефективності іонно-плазмових і газотермічних порошкових покриттів деталей літака;
- метод інженерного прогнозування ефективних обсягів застосування порошкових матеріалів в конструкціях агрегатів вітчизняних літаків;
- рекомендації щодо відновлення захисних покриттів агрегатів літака, а також імпортозаміщення ряду матеріалів триботехнічного призначення в вузлах тертя і зниження дефектності деталей агрегатів планера літака технологічними методами.

Представлені матеріали забезпечують істотне підвищення експлуатаційних характеристик планера літака, збільшення ресурсу і надійності. Використання цих результатів дозволяє також скоротити терміни і витрати на ремонтні роботи, підвищити їх якість і ефективність.

Інтерес до матеріалів, що одержують методами порошкової металургії, з боку ДКБ «Південне» продиктований тим, що ці матеріали, як свідчить світовий досвід, дозволяють не тільки вирішити проблему отримання жароміцних сплавів з високим вмістом легуючих елементів, а й мають великі можливості для зниження вартості сплавів завдяки формуванню заготовок, близьких за конфігурацією до готового виробу.

Розвиток ракетної техніки потребував розробку високотемпературних сплавів на основі тугоплавких металів. У космічному просторі під дією вакууму, температури, випромінювання і часток високої енергії різко збільшується загальне і селективне випаровування металів, особливо по межах зерен, змінюється склад сплавів, розвивається ерозія і підсилюється корозія поверхні. Селективне випаровування компонентів сплаву і підсилення випаровування металу з меж зерен може привести до передчасної втрати міцності. Випаровування легколетких компонентів і утворення тонких плівок на поверхні більш стійких металів викликає появу гальванічних пар і, як наслідок, підсилення корозії металу. Велике значення в космічних умовах набуває сумісність різних матеріалів.

Методи порошкової металургії дозволяють використовувати найбільш тугоплавкі метали (а також тугоплавкі хімічні сполуки) для отримання конструкційних і функціональних матеріалів (жаростійких, електротехнічних, важких, псевдосплавів тощо) при температурах набагато нижчих, ніж температури їх плавлення.

У зв'язку з викладеним вище відповідні підрозділи ДКБ «Південне» використовують в процесі розробки перспективних НДДКР розроблені автором в дисертації методи критеріальної оцінки перспективності та ефективності порошкових матеріалів на основі титанових сплавів в жароміцних і жаростійких де-

тальох агрегатів ракетно-космічної техніки (див. Акт про використання результатів дисертації в додатку Е).

Як зазначається в Акті про використання методів критеріальної оцінки, ці результати дозволяють істотно знизити вартість і масу заготовок деталей з титанових порошкових матеріалів при забезпеченні експлуатаційної міцності і надійності виробів.

6.3 Впровадження результатів дисертації в навчальний процес профільних вищих навчальних закладів

Результати дисертації використовуються при підготовці спеціалістів авіа-космічного профілю в провідних вищих навчальних закладах галузі: Національному аерокосмічному університеті ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут» та Національному технічному університеті «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського».

Відповідні акти (див. додаток Е) підтверджують, що результати досліджень і розробок, викладених в дисертаційній роботі, використовуються в лекціях, практичних заняттях і курсовому проекті відповідно до навчальних програм дисциплін «Проектування і конструювання літальних апаратів», «Інтегровані комп'ютерні технології проектування», «Основи інформаційного забезпечення науково-дослідних робіт», а також в методичних матеріалах з курсового та дипломного проектування студентів, які навчаються за програмами підготовки бакалаврів і магістрів напрямку 051101 «Авіа- та ракетобудування» спеціальності «Ракети та космічні комплекси».

В акті НАКУ «ХАІ» зазначається, що автор обґрунтував теоретичні та практичні аспекти проблеми, пов'язаної з:

- аналізом світових тенденцій і проблем розширення сфери та рівня відповідальності матеріалів порошкової металургії в агрегатах літальних апаратів і двигунів;

- методологією оцінки ефективності методів порошкової металургії, адап-

тованих до використання в агрегатах літальних апаратів;

- критеріальною оцінкою перспективності розширення застосування в конструкціях літальних апаратів і двигунів спечених конструкційних матеріалів на основі алюмінію та титану;

- розробкою ефективних конструктивно-технологічних рішень деталей і вузлів триботехнічного призначення.

Зазначено, що застосування цих розробок в навчальному процесі дозволило істотно підвищити якість матеріалу, що викладається в плані впровадження сучасних досягнень в області проектування виробів літальних апаратів.

Актом НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського» підтверджено використання в навчальному процесі матеріалів дисертації в лекціях і курсовому проектуванні студентів, які навчаються за програмами підготовки бакалаврів і магістрів напряму 051101 «Авіа- та ракетобудування», що відносяться до ключових питань проблеми застосування високоефективних матеріалів і технологій конструкцій сучасної авіаційної техніки, які включають:

- використання критеріїв оцінки перспективності розширення застосування методів порошкової металургії стосовно до агрегатів вітчизняних цивільних літаків;

- застосування матеріалів триботехнічного призначення в вузлах тертя літаків;

- оцінювання експлуатаційної несучої здатності деталей агрегатів цивільних літаків з алюмінієвих і титанових сплавів, способів зниження їх дефектності та підвищення ресурсу і надійності.

Висновки по розділу 6

1. Отримала подальший розвиток проблема інженерного прогнозування ефективних обсягів впровадження матеріалів порошкової металургії в конструкціях агрегатів ПС ТК в сучасних умовах недостатнього інформаційного забезпечення.

2. Показано, що основними передумовами інженерного прогнозування зростання обсягів впровадження ПКЕ є достатня номенклатура порошків, технологій їх формування засобами спеціального обладнання при наявності потреби розробника ПС ТК в зростанні обсягів застосування цього класу матеріалів, зумовленої її економічною доцільністю.

3. Обґрунтовано правомірність використання методології інженерного прогнозування обсягів застосування ПКМ в агрегатах ПС ТК, яка формується на базі запропонованої генеральної визначальної таблиці, системи основних факторів, що формують обсяг впровадження ПКМ, та інших складових цієї системи прогнозування.

4. На основі цієї системи розроблено принципову схему складу комплексу прогнозування обсягів впровадження ПКЕ в агрегатах літака, інформаційне наповнення якого в перспективі має забезпечити якість і точність цього прогнозу.

5. Встановлено та обґрунтовано гіпотетичний характер формування довгострокових прогнозів зростання обсягів паралельного впровадження ПКМ і ПКЕ в агрегатах ПС ТК як ефективного способу підвищення їх експлуатаційних характеристик в сучасних умовах.

6. Викладено результати впровадження і використання матеріалів дисертації на провідних підприємствах авіакосмічної галузі України та у вищих навчальних закладах, що підтверджені відповідними актами.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

Поставлена мета дисертаційної роботи досягнута в повному обсязі: вирішено науково-технічну проблему підвищення вагової ефективності, надійності та інших льотно-технічних характеристик вітчизняних цивільних літаків транспортної категорії, що забезпечують їх високу конкурентоспроможність на міжнародному ринку продажів і послуг шляхом розробки наукових основ концепції підвищення експлуатаційних характеристик конструкцій агрегатів вітчизняних цивільних літаків методами і засобами порошкової металургії.

1. Проведено огляд і аналіз світових тенденцій розвитку цивільних літаків транспортної категорії, який виявив шляхи підвищення ефективності агрегатів літаків розглянутого класу шляхом збільшення обсягу застосування в планері літака ПКМ, а також нових матеріалів і технологій порошкової металургії. Розкриті ймовірні причини цього зростання: перманентне збільшення функціональних властивостей порошкових матеріалів і їх номенклатури, посилення ролі наукового забезпечення засобами інформаційних і комп'ютерних технологій, а також ефективних КТР. Сформульовано мету і задачі дослідження.

2. Вперше розроблено наукові основи загальної методології оцінки ефективності методів порошкової металургії, адаптованих до використання в агрегатах цивільних літаків, що включають запропонований і реалізований концептуальний підхід до критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаційних конструкцій, які формуються методами порошкової металургії; класифікацію експлуатаційних властивостей конструкційних матеріалів, згрупованих у вигляді критеріїв одиничного, групового та комплексного рівнів, об'єднаних в інтегральний критерій, що зумовлює кількісну оцінку ступеня ефективності застосування того чи іншого методу порошкової металургії для формування деталей авіаконструкцій конкретного призначення замість традиційних способів їх виготовлення; розроблену блок-схему ієрархічної структури критеріїв, відповідну правилу ділення обсягу понять теорії класифікацій.

2.1. Запропоновано метод послідовного розширення повноти критеріальної оцінки ефективності використання спечених порошкових матеріалів в деталях агрегатів авіаконструкцій, реалізований для спечених порошкових матеріалів на основі алюмінієвих і титанових сплавів. Цей метод як складова частина загальної наукової концепції дозволяє послідовно, в міру накопичення даних про властивості порошкових сплавів-замінників, розширювати до потрібного ступеню повноти і достовірності область ефективного впровадження спечених порошкових алюмінієвих і титанових сплавів, охоплюючи необхідну номенклатуру деталей як за окремими найбільш важливими комплексними критеріями для тих чи інших умов експлуатації, так і поступового наближення в прогнозах до інтегрального критерію багаторівневої критеріальної оцінки.

2.2. Реалізація запропонованого підходу і методу послідовного розширення повноти критеріальної оцінки методів порошкової металургії у виробництві вітчизняних цивільних літаків дозволяє підвищити їх конкурентоспроможність на світовому ринку продажів і послуг.

3. Вперше синтезовано класифікаційні схеми основних видів складів антифрикційних і фрикційних матеріалів, що включають ливарні сплави і спечені матеріали, а також групи і підгрупи цих підкласів, які відрізняються значеннями експлуатаційних характеристик, що реалізуються у відповідних умовах експлуатації пар тертя.

Вперше розроблено блок-схеми формування основних експлуатаційних характеристик антифрикційних і фрикційних матеріалів, що містять основні та додаткові функціональні триботехнічні властивості, які забезпечують регламентовані режими роботи відповідних пар тертя, а також взаємопов'язані комплексні властивості, що формують ті чи інші групові та одиничні характеристики.

Відповідні класифікаційні складові експлуатаційних характеристик узгоджено з відносними критеріями ефективності антифрикційних триботехнічних матеріалів пар тертя, чисельне визначення яких реалізовано в межах запропонованого раніше концептуального підходу до критеріальної оцінки можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій і ме-

тоту послідовного розширення їх повноти, зумовленого сформульованими цілями заміщення базових триботехнічних матеріалів.

4. Розроблено методику та проведено критеріальну оцінку ефективності іонно-плазмових і газотермічних порошкових покриттів деталей.

На основі дослідження фазового складу, текстури, залишкових напружень і характеристик субструктури багатокомпонентних іонно-плазмових покриттів встановлено кристалохімічні закономірності формування в них нанокристалічних структурних станів з високими корозійно-зносостійкими властивостями, що дають фази проникнення, які ізоморфні з фазами проникнення основного компоненту і відрізняються параметром ґратки менше, ніж на 10 %, що призводить до формування дисперсної структури багатокомпонентних покриттів.

Проведений аналіз можливостей підвищення експлуатаційних характеристик деталей авіаконструкцій з захисними порошковими покриттями, що наносяться газотермічними методами, встановив, що експлуатаційні характеристики деталей авіаконструкцій з газотермічними покриттями можуть оцінюватися критеріями, запропонованими в межах концептуального підходу до критеріальної оцінки, що включають одиничні, групові, комплексні рівні, які складають інтегральний критерій ефективності. При цьому з кожного рівня цих критеріїв можуть бути виключені ті чи інші складові, які не є визначальними (характерними) для виробів розглянутого класу.

5. Проведено аналіз, який розкрив ефективність порошкових матеріалів для вузлів тертя вітчизняних літаків:

- в результаті виконаних досліджень встановлено, що нанесення молібденових покриттів електроіскровим способом дозволяє на порядок підвищити зносостійкість титанових сплавів, при цьому змінюється механізм зношування з адгезійного на окиснювальний; нанесення молібденового покриття за розробленим режимом не призводить до структурних змін в матеріалі підкладки;

- встановлено, що покриття з $WC-Co-Cr$, що наноситься високошвидкісним газополумєневим методом HVOF, має твердість вище, ніж у гальванічного хрому, і становить 10640...12870 МПа;

- розроблено технологію виготовлення втулок з антифрикційного матеріалу БФГ-50М (відповідно до вимог стандарту на металофторопластові втулки), планованого на заміну металофторопластової стрічки (МФЛ), що традиційно використовується на ДП «Антонов», в плані імпортозаміщення. Технологія включає в себе всі основні етапи формування заготовок методом порошкової металургії і готових деталей з них;

- узагальнено досвід застосування металокерамічних і металополімерних матеріалів у вузлах тертя авіаційної техніки та показано ефективність їх застосування для забезпечення надійності і ресурсу вузлів тертя сучасних цивільних літаків;

Встановлено перспективи ефективної утилізації дисперсних відходів механічної обробки конструкційних вуглепластиків шляхом їх використання як наповнювача зносостійких «вторинних» композитів з епоксидною матрицею.

6. Проведено аналіз і отримало подальший розвиток рішення проблеми інженерного прогнозування ефективних обсягів впровадження матеріалів порошкової металургії в конструкціях агрегатів ПС ТК у сучасних умовах недостатнього інформаційного забезпечення:

- показано, що основними передумовами інженерного прогнозування зростання обсягів впровадження ПKE є достатня номенклатура порошкових матеріалів, технологій їх формування засобами спеціального обладнання за наявності потреби розробника ПС ТК в зростанні обсягів застосування цього класу матеріалів, що зумовлюється її економічною доцільністю;

- обґрунтовано правомірність використання методології інженерного прогнозування обсягів застосування ПКМ в агрегатах ПС ТК, яка формується на базі запропонованої генеральної визначальної таблиці, системи основних факторів, що формують обсяг впровадження ПКМ, та інших складових цієї системи прогнозування;

- на основі запропонованої системи розроблено принципову схему складу комплексу прогнозування обсягів впровадження ПKE в агрегатах літака, інформаційне насичення якого в перспективі має забезпечити якість і точність цього

прогнозу;

- встановлено та обґрунтовано гіпотетичний характер формування довгострокових прогнозів зростання обсягів паралельного впровадження ПКМ і ПKE в агрегатах ПС ТК як ефективного способу підвищення їх експлуатаційних характеристик в сучасних умовах.

7. Основні результати дисертації впроваджені й використані на провідних підприємствах авіакосмічної галузі України та у вищих навчальних закладах, що підтверджено відповідними актами.

Матеріали дисертації доповідалися на міжнародних конференціях, форумах вчених і фахівців в області проектування, виробництва і випробувань ЛА та опубліковані у 49 наукових працях, у тому числі: 2 колективні монографії [16, 66], 33 статті (13 з них без співавторства), з них 11 статей у збірниках та журналах, що включені до переліку наукових фахових видань України, 21 стаття у журналах України, що включені у міжнародні наукометричні бази, та 1 стаття у міжнародному науковому виданні; 6 публікацій в матеріалах конференцій та тезах доповідей та 8 патентів.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Буланов И. М., Воробей В. В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: учебник. М.: МГДУ им. Н. Э. Баумана, 1998. 516 с.
2. Гришин В. И., Дзюба А. С., Дударьков Ю. И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. М.: Изд-во физико-математической литературы, 2013. 272 с.
3. Дубинский В. С. Порядок учета возможного снижения прочностных характеристик авиаконструкций из-за коррозии при установлении ресурса планера // Отчет ЦАГИ. 1972. № 5004.
4. Куранов В. Н., Лебедева Л. А., Клочкова Н. Н. Проблемы коррозии в современном авиастроении (Обзоры по материалам открытой иностранной печати за 1970 – 1984 гг.) // Отчет ЦАГИ. 1987. № 672.
5. Игнатович С. Р., Карусевич М. В. Мониторинг выработки усталостного ресурса летательных аппаратов: монограф. К.: НАУ, 2014. 244 с.
6. Обнаружение, устранение коррозии восстановление и усиление противокоррозионной защиты элементов конструкции планера изделий Ан-24, Ан-24Т, Ан-26, Ан-30, Ан-32 в эксплуатации и при капитальном ремонте // Производственная инструкция ОПИИ 472-87 (2-ое издание). 1987.
7. Определение скорости роста трещины у алюминиевого сплава В93пчТ1 в различных средах при длительном статическом нагружении // Технический отчет ВИАМ. 1991. 32 с.
8. Айзенберг Б. Е. Оценка и прогнозирование долговечности обшивок панелей планера воздушных судов, имеющих коррозионные повреждения: автореф. дис. ... канд. техн. наук. Киев, 1992. 18 с.
9. Трофимов В. А., Моляр А. Г. Особенности эксплуатационных разрушений деталей шасси самолета // Фіз.-хім. механіка матеріалів. 2001. № 2. С. 170 – 174.
10. Аболихина Е. В., Моляр А. Г. Коррозия самолетных конструкций из

алюминиевых сплавов // Фіз.-хім. механіка матеріалів. 2003. № 6. С. 106 – 110.

11. Коррозионная стойкость верхних панелей крыльев самолетов Ан-24, Ан-26 / Е. В. Аболихина, А. И. Семенец, А. П. Еретин, А. Г. Моляр // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. / Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 41, 2009. С. 27 – 38.

12. Коррозионная стойкость обшивок нижних панелей кессонов крыла самолетов Ан-24, Ан-26 / Е. В. Аболихина, А. И. Семенец, А. П. Еретин, А. Г. Моляр // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. / Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 41, 2009. С. 76 – 91.

13. Механіка руйнування і міцність матеріалів: довідн. посібник. Т. 9. Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій / О. П. Остащ, В. М. Федірко, В. М. Учанін, С. А. Бичков та ін.; під заг. ред. В. В. Панасюка; під ред. О. П. Осташко, В. М. Федірка. Львів: Вид-во «Сполом», 2007. 1068 с.

14. Фридляндер И. Н. Алюминиевые сплавы в летательных аппаратах в периоды 1970–2000 и 2001–2015 гг. // Технология легких сплавов. 2002. № 4. С. 12 – 17.

15. Белецкий В. М., Кривов Г. А. Алюминиевые сплавы (состав, свойства, технология, применение): справ. / под общ. ред. И. Н. Фридляндера. К.: «Коминтех», 2005. 365 с.

16. Конструкционные материалы в самолетостроении / А. Г. Моляр, А. А. Коцюба, А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко. Киев: КВИЦ, 2015. 400 с.

17. Бычков А. С., Игнатович И. Р., Моляр А. Г. Основные причины разрушения конструктивных элементов воздушных судов транспортной категории из алюминиевых сплавов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 70. X, 2015. С. 136 – 151.

18. Бычков А. С., Моляр А. Г. Основные виды и причины разрушения стальных деталей агрегатов отечественных воздушных судов транспортной ка-

тегории // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». Х.: НАКУ «ХАИ», 2016. Вып. 1(85). С. 47 – 61.

19. Трощенко В. Т., Сосновский Л. А. Сопротивление усталости металлов и сплавов. Ч. 2. К.: Наукова думка, 1987. 1303 с.

20. Трофимов В. А., Моляр А. Г. Особенности эксплуатационных разрушений деталей шасси самолета Ан-124 «Руслан» // Фіз.-хім. механіка матеріалів. 2001. №2. С. 170 – 174.

21. Трофимов В. А., Моляр А. Г. Некоторые причины разрушений силовых деталей шасси из высокопрочных сталей на самолетах АН // Фіз.-хім. механіка матеріалів. 2002. № 3. С. 107 – 109.

22. Крагельский И. В., Добычин М. Н., Комбаров В. С. Основы расчетов на трение и износ. М.: Машиностроение, 1977. 526 с.

23. Каблов Е. П. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года. // ВИАМ / 2012-206665. С. 4 – 21.

24. Трибологія: підручник / В. М. Кіндарчук, В. Ф. Лабунець, М. І. Пашенко, Є. В. Корбут. К.: НАУ-друк, 2009. 392 с.

25. Голего Н. Л., Алябьев А. Я., Шевеля В. В. Фреттинг-коррозия металлов. К.: Техника, 1974. 272 с.

26. Авиационные материалы: справ. в 2 т. Т. 1. М.: ВИАМ, 1975. 431 с.

27. Перкас М. Д., Кардонский В. М. Высокопрочные мартенситно-стабилизирующие сплавы. М.: Металлургия, 1970. 224 с.

28. Лахтин Ю. М. Металловедение и термическая обработка металлов. М.: Металлургия, 1979. 320 с.

29. Бычков А. С. О взаимосвязи юридически-правовой поддержки жизненного цикла воздушных судов и проблемы обеспечения безопасности их конструкций // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ».

Вып. 4 (84).X., 2015. С. 79 – 85.

30. Марочник сталей и сплавов / Под общ. ред. В. Г. Сорокина. М.: Машиностроение, 1989. 638 с.

31. Ульянов Е. А. Коррозионностойкие стали. М.: Металлургия, 1983. 208 с.

32. Авиационные материалы: Справочник. Т. 5. М.: ВИАМ, 1973. 583 с.

33. Глазунов С. Г., Моисеев В. И. Конструкционные титановые сплавы. М.: Металлургиздат, 1974. 368 с.

34. Ильин А. А. Механизм и кинетика фазовых и структурных превращений в титановых сплавах. М: Наука, 1994. 304 с.

35. Тур А. А. Металлургия титана. К: Металагротрейд, 2003. 200 с.

36. Оцінка експлуатаційної придатності виробів з титанових сплавів різних структурних класів з газонасиченими шарами / В. М. Федірко, А. Т. Пічугін, О. Г. Лук'яненко, З. О. Сірик // Фіз.-хім. механіка матеріалів. 1996. 32, № 6. С. 49 – 54.

37. Солонина О. П., Никишов О. А. Повышение усталостной прочности деталей из титановых сплавов // Структура и свойства титановых сплавов. М: ВИАМ, 1972. С. 38 – 42.

38. Повторно-статическая выносливость листового сплава ОТ4 с неполностью удаленным поверхностным газонасыщенным слоем / А. Б. Коломенский, Б. А. Колачев, А. Н. Рощупкин, А. В. Дегтярев // Фіз.-хім. механіка матеріалів. 1989. № 5. С. 112 – 114.

39. Федірко В. М., Погрелюк І. М. Підвищення зносостійкості титанових сплавів хіміко-термічною обробкою в азотовмісних середовищах // Фіз.-хім. механіка матеріалів. 1994. № 1. С. 69 – 74.

40. Бычков А. С., Моляр А. Г. Эксплуатационная несущая способность деталей конструкций отечественных воздушных судов транспортной категории из титановых сплавов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». Х.: НАКУ «ХАИ», 2016.

Вып. 71. С. 18 – 29.

41. Титановые сплавы в самолетах АНТК Антонова / В. А. Трофимов, С. Л. Антонюк, О. М. Ивасишин, А. Г. Моляр // Ti-2005 в СНГ: сб. тр. междунар. конф. (22 – 25 мая 2005 г., г. Киев). К.: РИО ИМФ им. Г. В. Курдюмова НАН Украины, 2005. С. 298 – 305.

42. Полуфабрикаты из титановых сплавов / Г. Д. Агарков, И. Н. Каганович, И. С. Польшкин и др. М.: Металлургия, 1979. 511 с.

43. Титановые сплавы для авиационной промышленности Украины / С. Л. Антонюк, А. Г. Моляр, В. Н. Замков, А. Н. Калынюк // Проблемы специальной электрометаллургии, 2003. № 1. С. 10 – 14.

44. Втомна міцність експериментального титанового сплаву T110 / С. Л. Антонюк, В. М. Король, О. Г. Моляр та ін. // Фіз.-хім. механіка матеріалів. 2003. № 2. С. 99 – 101.

45. Шушпанов М. И., Соловьев В. А. Опыт применения конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) в производстве самолетов Ил-96 // Межвузовский сборник научных трудов Воронеж. гос. техн. ун-т. Воронеж: Изд-во ВГТУ, 1999. С. 18 – 23.

46. Братухин А. Г., Ромашин А. Г. Авиационные конструкции из композиционных материалов // Вестник машиностроения, 1999. № 11. С. 30 – 36.

47. Аверичкин П. А. Методология применения и оценка эффективности использования композиционных материалов в авиационной технике. Ярославль: И. ЯГСХА, 1999. 306 с.

48. Кива Д. С. Этапы становления и начала развернутого применения полимерных композиционных материалов в авиаконструкциях отечественного назначения // Авиационно-космическая техника и технология, 2014. № 6 (113). С. 5 – 16.

49. Андреев А. В., Бычков А. С., Кондратьев А. В. Эксплуатационная несущая способность конструкций отечественных и зарубежных воздушных судов транспортной категории из полимерных композиционных материалов. Ч. 1. Общая постановка задачи // Вестник Одесского национального мор-

ского университета. 2016. № 1 (47). С. 60 – 68.

50. Beral B. A-350XWB Structures: A major Step forward for Composite Application // SAMPE EUROPE Technical Conference.&”Table-Top”, Exhibition 2008 (SETIC 03/-08), 18-19 September 2008, Augsburg, Germany. 2008. P. 124 – 134.

51. COMPOSITE: 21 century. М.: Издательский дом «Композиты 21 век», 2011. 64 с.

52. Anglin J. M. Application of composites in commercial aircraft abound // ICAO Bulletin. Vol. 41. 1986. P. 14 – 17.

53. Антонов О. К. Композиційні матеріали для авіабудування // Вісник АН УРСР. 1975. № 12. С. 68 – 71.

54. Балабуев П. В. Опыт применения композиционных материалов в транспортной авиации // Авиационная промышленность, 1986. № 9. С. 9 – 14.

55. Бычков С. А., Бондарь В. Г., Король В. Н. Решение проблемы создания авиаконструкций из полимерных композиционных материалов на АНТК «Антонов» // Авіаційно-космічна техніка і технологія: наук.-техн. журнал. Х.: ХАІ, 2003. Вип. 49 (5). С. 34 – 37.

56. Гвоздев М. А., Кондратьев А. В. Прогнозирование технически возможного объема внедрения полимерных композиционных материалов в конструкциях самолетов // Технологические системы: Науч.-технич. журнал. К.: № 1/2016. С. 7 - 13 .

57. Создание агрегатов самолетов из композиционных материалов – новые подходы, интегральные решения / В. Н. Король, А. З. Двейрин, Е. Т. Василевский, В. С. Петропольский и др. // Технологические системы: Науч.-технич. журнал. К. № 4/2011. С. 32 – 35.

58. Астанін В. В., Хоменко А. В., Шевченко О. А. Композиційні матеріали в конструкціях сучасних літальних апаратів // Вісник НАУ, 2004. № 3. С. 46 – 52.

59. Андреев А. В., Бычков А. С., Кондратьев А. В. Эксплуатационная несущая способность конструкций отечественных и зарубежных воздушных су-

дов транспортной категории из полимерных композиционных материалов. Часть 2. Анализ видов, характера и частоты эксплуатационных повреждений // Вестник Одесского национального морского университета. 2016. № 2 (48). С. 180 – 195.

60. Мурашов В. В., Румянцев А. Ф. Дефекты монолитных деталей и многослойных конструкций из полимерных композиционных материалов. Ч.1. // Контроль. Диагностика. № 4, 2007. С. 1 – 17. [Электронный ресурс] URL: www.viam.ru/rublic.

61. Гайдачук В. Е., Рукавишников А. И., Воронцов Н. Б. О возможности регламентации технологических несовершенств в конструкциях из композиционных материалов // Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-та. Вып. 6. Х.: ХАИ, 1981. С. 124 – 129.

62. Технология производства летательных аппаратов из композиционных материалов / В. Е. Гайдачук, В. Д. Гречка, В. Н. Кобрин, Г. А. Молодцов. Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1989. 332 с.

63. Мельников С. М. Многоуровневая классификация дефектов сотовых заполнителей из металлической фольги и вытекающие из нее задачи определения их полей допусков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Х.: ХАИ, 2005. Вып. 2 (41). С. 88 – 100.

64. Гайдачук А. В., Кондратьев А. В., Омельченко Е. В. Анализ технологических дефектов, возникающих в серийном производстве интегральных авиаконструкций из полимерных композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология. 2010. Вып. 3 (70). С. 11 – 20.

65. Ушаков А. Е. Общая постановка и схема решения задачи обеспечения безопасности авиаконструкций из ПКМ с учетом их повреждаемости // Механика и машиностроение: Известия Самарского научного центра РАН. Т. 14, № 4 (2), 2012. С. 339 – 347.

66. Порошковые материалы для авиационной и ракетно-космической техники / А. А. Коцюба, А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко, И. Г. Лавренко. К.:

КВИЦ, 2016. 304 с.

67. Бычков А. С. Обзор и анализ состояния проблемы повышения эксплуатационных характеристик авиакосмической техники специальными методами порошковой металлургии. Сообщение 1. Стратегические аспекты состояния проблемы // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 2 (90). Х., 2017. С. 24 – 39.

68. Бычков А. С. Обзор и анализ состояния проблемы повышения эксплуатационных характеристик авиакосмической техники специальными методами порошковой металлургии. Сообщение 2. Тактические аспекты состояния проблемы // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 3 (91). Х., 2017. С. 22 – 46.

69. Технологические процессы получения деталей самолетов методом порошковой металлургии: учеб. пособие / В. П. Семенченко, С. Г. Кушнарченко, С. А. Бычков, О. Ю. Нечипоренко. Харьков: ХАИ, 1992. 64 с.

70. Порошковая металлургия. Спеченные и композиционные материалы: пер. с нем. / Под ред. В. Шатта. М.: Металлургия, 1983. 520 с.

71. Terence M. F. Ronald Advanced materials to high in NASP // Advanced Material and Processes, 1989. N. 5. P. 29 – 37.

72. Порошковая металлургия и высокотемпературные материалы / Пер. с англ. Под ред. П. Рамакришнана. Челябинск: Металлургия, Челябинское отделение, 1990. 352 с.

73. Специальные технологии и материалы порошковой металлургии / Д. С. Кива, С. А. Бычков, О. Ю. Нечипоренко, И. Г. Лавренко. К.: КВИЦ, 2014. 664 с.

74. Порошковая металлургия жаропрочных сплавов и тугоплавких металлов / В. С. Факовский, А. Ф. Силаев, В. М. Ходкин, О. Х. Фаттуллин. М.: Металлургия, 1974. 184 с.

75. Порошковые и гранульные материалы / А. Г. Береснев, И. М. Разумов-

ский, А. В. Лагунов, А. И. Логачева // Технология металлов. 2009. № 12. С. 24 – 37.

76. Бабич Б. Н. Дисперсионное упрочнение и механическое легирование – новые пути создания высокотемпературных авиационных материалов // Авиационные материалы на рубеже XX-XXI веков. / Под ред. акад. РИАН Р. Е. Шалина. М.: ВИАМ, 1994. С. 304 – 314.

77. Производство титановых сплавов и деталей экономическим методом порошковой металлургии для широкомасштабного промышленного применения / О. М. Ивасишин, Д. Г. Саввакин, И. А. Бондарева и др. // Наука и инновации, 2005. Т. 1. № 2. С. 44 – 57.

78. Глазунов С. Г. Новая порошковая металлургия титановых сплавов // Авиационная промышленность, 1982. № 8. С. 1 – 12.

79. Федорченко И. М., Пугина Л. И. Композиционные спеченные антифрикционные материалы. К.: Наукова думка, 1980. 404 с.

80. Федорченко И. М., Ровинский Д. Я., Шведков Е. Л. Исследование материалов для тормозных и передаточных устройств. К.: Наукова думка, 1976. 200 с.

81. Федорченко И. М., Крячек В. М., Пананоти И. И. Современные фрикционные материалы. К.: Наукова думка, 1975. 336 с.

82. Порошковая металлургия и напыленные покрытия: учеб. для ВУЗов / В. Н. Анциферов, Г. В. Бобров, Л. К. Дружинин и др. Под ред. Б. С. Митина. М.: Металлургия, 1987. 782 с.

83. Бычков А. С. Анализ основных закономерностей изменения свойств вакуумных ионно-плазменных покрытий элементов конструкций от технологических параметров их формирования // Вісник машинобудування та транспорту, 2016. № 2 (4). С. 19 – 28.

84. Бычков А. С. Изменение свойств поверхности деталей на различных этапах формирования вакуумных ионно-плазменных покрытий. Сообщение 1. Неразрушающий контроль поверхностных слоев материала. Изменение состояния поверхности на технологическом этапе предварительной очистки // Откры-

тые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». Х.: НАКУ «ХАИ», 2016. Вып. 73. С. 31 – 43.

85. Бычков А. С. Изменение свойств поверхности деталей на различных этапах формирования вакуумных ионно-плазменных покрытий. Сообщение 2. Очистка в тлеющем разряде и при ионной бомбардировке поверхности. Свойства оксидов при технологическом нагреве // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». Х.: НАКУ «ХАИ», 2016. Вып. 74. С. 64 – 77.

86. Бычков А. С. Структура покрытий, формирующихся при конденсации // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 2(86). Х., 2016. С. 26 – 30.

87. Бычков А. С. Изменение фазового состава при формировании монослойных ионно-плазменных титановых покрытий // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 3 (87). Х., 2016. С. 91 – 98.

88. Бычков А. С., Моляр А. Г. Изменения структуры и свойств поверхности при формировании монослойных ионно-плазменных титановых покрытий // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 4 (88). – Х., 2016. С. 90 – 104.

89. Бычков А. С., Моляр А. Г. Формирование служебных свойств монослойных ионно-плазменных покрытий нитрида титана // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 1 (89). Х., 2017. С. 51 – 67.

90. Пат. 113193 UA Спосіб формування покриття на металевій поверхні за допомогою іонно-вакуумного плазмового напилення, МПК (2006) С23С 14/00 / О. М. Івасишин, А. С. Бичков, О. А. Коцюба; заявник і патентовласник

О. М. Івасишин, А. С. Бичков, О. А. Коцюба. – № u 201611840; заяв. 23.11.2016; опубл. 10.01.2017, Бюл. №. 1 – 3 с.

91. Пат. 117836 UA Спосіб іонно-вакуумного напилення антикорозійного покриття на металеву поверхню, МПК F01P 11/06 (2006.01), F16C 33/12 (2006.01) / О. М. Івасишин, А. С. Бичков, О. А. Коцюба; заявник і патентовласник О. М. Івасишин, А. С. Бичков, О. А. Коцюба. – № u 201700791; заяв. 30.01.2017; опубл. 10.07.2017, Бюл. №. 13 – 3 с.

92. Бычков А. С. Критериальная оценка повышения эксплуатационных характеристик деталей авиаконструкций с газотермическими покрытиями / А. С. Бычков, А. В. Кондратьев // Сверхтвердые материалы. 2019. № 1. С. 71 – 79.

93. Борисов Ю. С., Борисова А. Л. Плазменные порошковые покрытия. К.: Техніка, 1986. 223 с.

94. Бойкова М. В., Гаврилов С. Д., Гавриличева Н. А. Авиация будущего // Форсайт, 2009. № 1 (9). С. 5 – 15.

95. Новые технологии порошковой металлургии [Электронный ресурс]. URL: <http://www.vavle-industry.ru>.

96. Исследование свойств сплава ЭП1648, полученного методом селективного лазерного сплавления металлических порошков [Электронный ресурс] / А. Г. Евгенов, А. М. Рогалев, С. В. Неруш, И. С. Мазалов // Электрон. науч. журнал «Труды ВИАМ», 2015. № 2. URL: [dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2015-0-2-2-2](https://doi.org/10.18577/2307-6046-2015-0-2-2-2).

97. Кондаков Н. И. Логический словарь-справочник. М.: Наука, 1975. 720 с.

98. Dowson Gordon. Powder Metallurgy – The Process and Products. [Электронный ресурс]. URL: www.epma.com.

99. Либенсон Г. А. Основы порошковой металлургии. М.: Металлургия, 1997. 208 с.

100. ДСТУ ISO 3252:2014. Металургія порошкова. Словник термінів.

101. Черновол М. И. Упрочнение и восстановление деталей машин композиционными покрытиями: учебное пособие. К.: Вища школа, 1992. 79 с.

102. Порошковая металлургия на рубеже веков: новые аспекты, понятия и определения / Д. С. Кива, С. А. Бычков, О. Ю. Нечипоренко, И. Г. Лавренко. К.: КВИЦ, 2016. 192 с.

103. Крячек В. М., Левина Д. А., Чернышев Л. И. Тенденции и проблемы развития порошковой металлургии в Северной Америке // Порошковая металлургия, 2009. № 5/6. С. 155 – 160.

104. Получение деталей из инварных сплавов методами инъекционного формования / В. А. Вершинин, И. В. Нельзина, С. Л. Епифанова, З. В. Кузнецова // Порошковая металлургия, 1992. № 1. С. 98 – 101.

105. Инжекционное прессование деталей сложной формы для работы в экстремальных условиях / Е. Г. Фролова, Л. Н. Ткаченко, М. Б. Штерн, О. В. Михайлов // Материалы и покрытия в экстремальных условиях: исследования, применение, экологически чистые технологии производства и утилизации изделий. – 5-ая междунар. конф., 22 – 26 сент. 2008 г., Большая Ялта, Жуковка: тезисы, 2008. С. 65.

106. Metal Injection Moulding / Dr. G. Schlieper, Dr G. Dowson, Dr B. Williams, Dr F. Petzold. [Электронный ресурс]. URL: www.empf.com.

107. Шведков Е. Л., Денисенко Э. Т., Ковенский И. И. Словарь-справочник по порошковой металлургии. К.: Наукова думка, 1982. 272 с.

108. Особенности процессов переноса массы при спекании ультрадисперсных порошков / В. И. Новиков, Л. И. Трусов, В. Н. Лаповок, Т. П. Гелейшвили // Порошковая металлургия, 1983. № 7. С. 39 – 46.

109. Роман О. В., Горобцов В. Г. Импульсное нагружение порошковых материалов // Актуальные проблемы порошковой металлургии / Под ред. О. В. Романа, В. С. Аруначалама. М.: Металлургия, 1990. С. 78 – 100.

110. Барай С. Г., Клецко Г. П. Исследование уплотнения никель-цинковых ферритов на ГМД // Порошковая металлургия: респуб. межведом. сб. под ред. О. В. Романа, 1985. Вып. 9. Минск: Высшая школа. С. 16 – 18.

111. Сокольский Ю. М., Павлова В. А., Литвинец М. А. Опыт использования титановых пористых элементов для фильтрации кобальтосодержащих суспензий

пензий // Порошковая металлургия: респуб. межведом. сб. под ред. О. В. Романа, 1985. Вып. 9. Минск: Высшая школа. С. 71 – 72.

112. Цукерман В. А. Порошковые и композиционные материалы. – М.: Наука, 1976. 128 с.

113. Бауман Р. К., Лобашов Б. Р. Взрывное прессование порошковых материалов (литературный обзор) // Порошковая металлургия: сб. трудов ЦНИИЧМ, 1965. Вып. 43. М.: Металлургия. С. 43 – 52.

114. Баланкин С. А., Степанов Н. П., Хрипко А. В. Компактирование порошков прямым электронагревом – перспективный метод порошковой металлургии // Технология, организация производства и оборудование, 1989. Вып. 16(1224). М.: ЦНИИ «Электроника». 40 с.

115. Воздействие ударных волн на тугоплавкие соединения. III Гексаборид лантана / А. В. Ананьев, О. Н. Бреусов, А. Н. Дремин и др. // Порошковая металлургия, 1974. № 8. С. 74 – 79.

116. Кузнецов В. Системы быстрого изготовления прототипов и их расширения // Машиностроение и смежные отрасли, 2003. №4 (13). С. 1 – 7.

117. Технология 3D печати Z Corporation [Электронный ресурс]. URL: http://dvfu.ru/files/upfiles/bincubator/Projects/3D_Med/Tehnologija_3D_pechati_Z_Corporation-1.pdf

118. Триботехнические характеристики порошковых самосмазывающихся материалов на основе меди при повышенных температурах / Л. Ф. Колесниченко, О. И. Фушич, В. К. Юлюгин и др. // Порошковая металлургия, 1986. № 2. С. 69 – 74.

119. Лазерное селективное послойное спекание порошков: проблемы и перспективы / Н. К. Толочко, С. Е. Мозжаров, Н. В. Соболенко и др. // Порошковая металлургия, 1995. №3/4. С. 32 – 37.

120. Ноймарк К. Н. Зонная плавка [Электронный ресурс]. URL: <http://bse.sci-lib.com/article048378.html>

121. Управление лазерным спеканием металлических порошковых смесей / М. Д. Кривилев, Е. В. Харанжевский, Г. А. Гордеев, В. Е. Анкудинов // Управ-

ление большими системами: сб. трудов, 2010. Вып. 31. М.: ИПУ им. В. А. Трапезникова РАН. С. 299 – 322.

122. Андриевская Р. А. Порошковое материаловедение. М.: Metallurgia, 1991. 205 с.

123. Петтибоун Р. Л. Получение металлокерамических материалов железо-медь методом пропитки и свойства пропитанных изделий. Новое в порошковой металлургии: 19-я американская конф. по порошк. металлург., 1970. Детройт, США: труды; пер. с англ. М.: Metallurgia, 1970. С. 35 – 61.

124. Шевченко Т. А., Панин Ю. М., Давиденков В. А. Структура и свойства пористой стали ЖГр1Г1, пропитанной бронзой // Порошковая металлургия, 1988. № 2. С. 11 – 13.

125. Гайдачук В. Е., Коваленко В. А., Московская Н. М. Обзор и анализ состояния проблемы назначения покрытий конструкций авиационной и ракетно-космической техники [Электронный ресурс]. URL: <http://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/VPPKLA112/gaidachu.pdf>

126. Організація та трибології авіаремонтного виробництва / А.П. Кудрін, О. І. Духота, М. В. Кіндрачук, Г. М. Зайвенко. К.: НАУ, 2015. 212 с.

127. Восстановление деталей и сопряжений авиационной техники / Х. Б. Кордонский, А. Я. Кузнецов, Г. С. Лоцманов, Г. А. Демидов. Рига: РИИГА, 1971. 188 с.

128. Газотермическое напыление композиционных порошков / А. Я. Кулик, Ю. С. Борисов, А. С. Мнухин, М. Д. Никитин. Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-е, 1985. 199 с.

129. Молодык Н. В., Зенкин А. С. Восстановление деталей машин: справочник. М.: Машиностроение, 1989. 480 с.

130. Суперсплавы II: Жаропрочные материалы для аэрокосмических и промышленных энергоустановок: пер. с англ. / Под ред. Ч. Т. Симса, Н. С. Столоффа, У. К. Хагеля. В 2-х кн. / Под ред. Р. Е. Шалина. М.: Metallurgia, 1995. 384 с.

131. Большой толковый словарь русского языка / Под ред. С. А. Кузнецо-

ва. СПб: «Норинт», 2001. 1536 с.

132. Инженерное материаловедение в 3 ч.: учеб. пособие. Ч. 1: Свойства и структура материалов / Я. С. Карпов, Ю. А. Николаева, В. В. Остапчук, Е. Г. Попова, И. М. Тараненко. Х.: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2017. 96 с.

133. Качество и сертификация промышленной продукции: учеб. пособие / А. Г. Гребеников, А. К. Мялица, В. М. Рябченко, К. Б. Трофимов, В. Я. Фролов. Х.: «ХАИ», 1998. 396 с.

134. Андрианов Ю. М., Лопатин М. В. Квалиметрические аспекты управления качеством новой техники. Л.: ЛГУ, 1983. 288 с.

135. Суббето А. И. Квалиметрия: в 6-ти частях. Ч. II. Экспертная квалиметрия. Л.: ВИКИ им. А. Ф. Можайского, 1981. 65 с.

136. ДСТУ ISO 9004-1-95. Управління якістю та елементи системи якості. Ч.1. Настанови. К.: Держстандарт України, 1995. 49 с.

137. Бурдаков В. Д. Квалиметрия транспортных средств. М.: Изд-во стандартов, 1990. 160 с.

138. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. М.: МАК, 1993. 483 с.

139. Авдонин А. С., Фигуровский В. И. Расчет на прочность летательных аппаратов Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. 439 с.

140. Гладкий В. Ф. Прочность, вибрации и надежность конструкции летательных аппаратов. М.: Наука, 1975. 456 с.

141. Волков Л. И., Шишкевич А. М. Надежность летательных аппаратов: учеб. пособие для авиац. вузов. М.: Высшая школа, 1975. 293 с.

142. Анцелиович Л. Л. Надежность, безопасность и живучесть самолета: учеб. для вузов. М.: Машиностроение, 1985. 296 с.

143. Прялин М. А., Кульчев В. М. Оценка технологичности конструкций. – К.: Техніка, 1985. 120 с.

144. Руководство по технологичности самолетных конструкций / Под ред.

П. Н. Белянина. М.: НИАТ, 1983. 720 с.

145. Кривов Г. А., Матвиенко В. А., Резников В. А. Система управления качеством производства авиационной техники. К.: Техніка, 2004. 272 с.

146. Технологичность конструкций / Под общ. ред. проф. С. Л. Ананьева и к.т.н. В. П. Купровича. М.: Дом техники, 1959. 452 с.

147. Технология самолетостроения: учебник для авиац. вузов / А. Л. Абибов, А. М. Бирюков, В. В. Бойцов и др. Под ред. А. Л. Абибова. 2-е изд. перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1982. 551 с.

148. Теория выбора и принятия решений / Н. М. Макаров, Т. М. Виноградская, А. А. Рубчинский и др. М.: Наука, 1982. 326 с.

149. Эддоус М., Стэнсфилд Р. Методы принятия решений. Пер. с англ. М.: Аудит, ЮНИТИ, 1997. 590 с.

150. Ларичев О. И., Иошкович Е. М. Качественные методы принятия решений. Вербальный анализ решений. М.: Наука, 1996. 208 с.

151. Кини Р. Л., Райфа Х. Принятие решений при многих критериях: предпочтения и замещения. М.: Радио и связь, 1981. 560 с.

152. Бычков А. С. Концептуальный подход к критериальной оценке возможностей повышения эксплуатационных характеристик деталей авиаконструкций, формуемых методами порошковой металлургии // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 4 (92). Х., 2017. С. 42 – 54.

153. Порошковая металлургия. Материалы, технология, свойства, области применения: справочник / И. М. Федорченко, И. Н. Францевич, И. Д. Радомельский и др. Отв. ред. И. М. Федорченко. К.: Наук. думка, 1985. 624 с.

154. Родомышельский И. Д., Сердюк Г. Г., Щербань Н. И. Конструкционные порошковые материалы. К.: Техніка, 1985. 132 с.

155. Бычков А. С. Метод последовательного расширения полноты критериальной оценки эффективности использования спеченных порошковых материалов в агрегатах авиаконструкций. Сообщение 2. Спеченные порошковые

материалы на основе титана // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 2(94).X., 2018. С. 77 – 89.

156. Бычков А. С. Метод последовательного расширения полноты критериальной оценки эффективности использования спеченных порошковых материалов в агрегатах авиаконструкций. Сообщение 1. Спеченные порошковые материалы на основе алюминия // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 1(93). X., 2018. С. 53 – 64.

157. Шалин Р. Е. Материалы аэрокосмической техники / Под ред. акад. РИАН Р. Е. Шалина // Авиационные материалы на рубеже XX-XXI веков. – М.:ВИАМ, 1991. С. 49 -63.

158. Федорченко И. М. Важнейшие тенденции развития порошковой металлургии. 2. Прогресс в области создания новых материалов // Порошковая металлургия, 1989. № 8. С. 23 33.

159. Исследование влияния режима спекания на свойства порошкового материала 2М2А / З. В. Леховцев, И. А. Герасименко, Г. Я. Мирошниченко, И. О. Быков. [Электронный ресурс]. URL: http://www.nbuu.gov.ua/old/jrn/natural/smm/ssh/2009_3/statyi_tom_3/19.pdf.

160. Порошковые титановые материалы для изготовления крепежных гаек / Г. Ф. Авкимович, В. С. Раковский, К. М. Борзцовская, Т. И. Болотина // Порошковая металлургия, 1974. № 12. С. 89 – 93.

161. Применение гидрированного титана с заданным содержанием кислорода для получения изделий методом порошковой металлургии / И. О. Быков, А. В. Овчинников, С. И. Давыдов и др. // Теория и практика металлургии, 2011. № 1-2. С. 65 – 69.

162. Матвийчук М. В., Саввакин Д. Г. Синтез высоколегированных титановых сплавов методом порошковой металлургии // Новые материалы и технологии в металлургии и машиностроении, 2010. № 1. С. 81 – 84.

163. Глазунов С. Г., Ясинский К. К. Уникальное оборудование для новой

технологии металлов // *Авиационные материалы на рубеже XX-XXI веков*. Под ред. акад. РИАН Р. Е. Шалина. М.: ВИАМ, 1999. С. 166 – 171.

164. Береснев А. Г., Разумовский И. М. Гранульные и порошковые материалы для авиакосмической техники // *Композиционные материалы в промышленности: 28-ая междунар. конф., Ялта: материалы конф.* К.: УИЦ «Наука. Техника. Технология», 2008. С. 309 – 312.

165. Бычков А. С. Критерии эффективности замены материалов триботехнического назначения для узлов трения самолетов. Сообщение 1. Общая характеристика материалов триботехнического назначения. Антифрикционные материалы / А. С. Бычков, О. Ю. Нечипоренко // *Технологические системы*. 2018. № 1 (82). С. 74 – 85.

166. Словарь-справочник по трению, износу и смазке / В. Л. Зозуля, Е. Л. Шведков, Д. Я. Ровинский, Э. Д. Браун. К.: Наукова думка, 1990. 264 с.

167. Bychkov A. S. Criteria of effectiveness of replacing materials for tribotechnical purposes for aircraft friction units. Report 2. Friction materials / A. S. Bychkov, O. Yu. Nechiporenko // *Technological systems*. 2018. No. 2 (83). Pp. 31 - 41.

168. Митин Б. С., Васильев В. А. Порошковая металлургия аморфных и микрокристаллических материалов. М.: Металлургия, 1992. 128 с.

169. Федорченко И. М., Крячек В. М., Панаиоти В. М. Современные фрикционные материалы. К.: Наукова думка, 1975. 336 с.

170. Федорченко И. М. Спеченные материалы для узлов трения // *Актуальные проблемы порошковой металлургии*. Под ред. О. В. Романа, В. С. Аруначалма. М.: Металлургия, 1990. С. 12 – 53.

171. Применение порошковых бронз для антифрикционных материалов / О. С. Нечипоренко, И. Г. Слысь, А. Б. Медведовский и др. // *Порошковая металлургия*, 1986. №1. С. 96 – 99.

172. Гаркунов Д. Н. Триботехника: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 1989. 328 с.

173. Степанчук А. Н., Билык И. И., Бойко П. А. Технология порошковой

металлургии: учебник для вузов. К.: Вища школа, 1989. 415 с.

174. Антифрикционные материалы // Химическая энциклопедия. Т. 1. М.: Советская энциклопедия, 1988. С. 184.

175. Теория выбора и принятия решений / Н. М. Макаров, Т. М. Виноградская, А. А. Рубчинский и др. М.: Наука, 1982. 326 с.

176. Каблов Е. Н. Авиационное материаловедение: итоги и перспективы [Электронный ресурс] // Вестник РАН. Т. 72. №1. URL: <http://www.viam.ru/public/>

177. ОСТ1 90115-74. Детали с фрикционным металлокерамическим материалом.

178. Александров В. Г., Базанов В. И. Справочник по авиационным материалам и технологии их применения. М.: Транспорт, 1979. 264 с.

179. Кулик В. И., Нилов А. С. Современные системы торможения на основе фрикционных композитных материалов с углеродной и керамической матрицей [Электронный ресурс] // Оборонный заказ. Интернет-приложение. URL: <http://www.ozakaz.ru/index.php/articles/n-25-12-2007/217=n27032011-18-45>.

180. Бычков А. С., Набокина Т. П. Классификация основных видов составов антифрикционных материалов для пар трения агрегатов авиационных конструкций // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки: тези доп. міжнарод. наук.-техн. конф. Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є Жуковського «ХАІ», Харків 17 – 18 квітня 2018 р. Х., 2018. С. 102 - 103.

181. Бычков А. С., Набокина Т. П. Классификационная схема основных видов составов фрикционных триботехнических материалов для пар трения аэрокосмических конструкций // Сучасні проблеми ракетно-космічної техніки і технології: тези доп. XIV наук.-техн. конф. Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є Жуковського «ХАІ», Харків 18 – 20 квітня 2018 р. Х., 2018. С. 28 – 29.

182. Защитная способность ионно-плазменных покрытий / И. Е. Полищук, А. А. Ильин, А. Г. Моляр и др. // Перспективные методы восстановления деталей и узлов авиационной техники. К.: КИИГА, 1989. С. 15 – 19.

183. Кудинов В. В., Иванов В. М. Нанесение плазмой тугоплавких покры-

тий. М.: Машиностроение, 1981. 192 с.

184. Закономерности формирования покрытий в вакууме / В. А. Барвинок, В. М. Богданович, Б. С. Митник и др. // Физика и химия обработки материалов. 1985. №5. С. 92 – 97.

185. Нестерова И. И. Эксплуатационные свойства деталей с ионно-плазменными покрытиями // Фрикционный контакт деталей машин. Калинин: КПИ, 1989. С. 138 – 140.

186. Моляр А. Г., Петров Л. М., Нечипоренко О. Ю. Многослойные коррозионно-стойкие ионно-плазменные покрытия. // Вопросы авиационной науки и техники. М. Вып. 2 (27), 1993. С. 39 – 48.

187. Гольдшмидт Х. Дж. Сплавы внедрения. Вып. 1. М.: Мир, 1971. 424 с.

188. Sundgreen J. E. Structure and properties of TiN coatings // Thin solid films, 1985, v. 128. – P.21.

189. Исследование методов очистки деталей под вакуумную обработку / А. Г. Моляр, В. Н. Мних, Д. А. Ткаленко и др. // Прогрессивные технологические процессы и оборудование для термообработки: тезисы докладов отраслевой конференции. Тбилиси, 1988. С. 11.

190. Dolle H., Cohen J.B. Tvaluation of (residual) stresses in textured cubic metals. // Metallurgical Trans, A., 1980. V. 11A. P. 831.

191. Петров Л. М., Моляр А. Г., Ильин А. А. Многослойные коррозионно-износостойкие ионно-вакуумные покрытия // Тезисы докладов координационного совета «Разработка оборудования и технологических процессов многофункциональных вакуумных ионно-плазменных покрытий на металлические поверхности». М.: НИАТ, 1990. С. 9.

192. Бецофен С. Я., Петров Л. М., Роняк Р. Н. Формирование структуры многослойных ионно-вакуумных покрытий // Тезисы докладов межотраслевой научной конференции «Покрытия, упрочнение, очистка. Экологически безопасные технологии и оборудование». М., 1995. С. 43.

193. Лакиза С. М., Тищенко Я. С., Лопато Л. М. Діаграми стану систем як наукова для створення нових теплозахисних покриттів // Порошкова металур-

гія, 2014. № 4/6. С. 92 – 99.

194. Быков М. Н. Выбор и назначение директивной технологии нанесения покрытий силовых авиаконструкций по критериям долговечности и экономической эффективности: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02 / Нац. авиац. ин-т, Киев, 2013. 205 с.

195. Калинович Д. Ф., Кузнецова Л. И., Денисенко Э. П. Диоксид циркония: свойства и применение // Порошковая металлургия, 1987. №11. С. 98 – 103.

196. Бычков А. С. Повышение триботехнических характеристик титановых деталей самолетов // Проблемы трения и износа, 2016. №1(70). С. 98 – 105.

197. Цвиккер У. Титан и его сплавы. М.: Металлургия, 1979. 512 с.

198. Ильин А. А., Колачев Б. А., Полькин И. С. Титановые сплавы: состав, структура, свойства. Справочник. М.: ВИЛС-МАТИ, 2009. 519 с.

199. Выбор износостойких покрытий для титановых деталей, работающих в условиях знакопеременных нагрузок и упругих деформаций / А. Г. Моляр, О. М. Ивасишин, В. А. Краля и др. // «Ti-2007 в СНГ». Международная конференция, 15-18 апреля 2007 г., Ялта – сборник трудов: Изд-во ИМФ НАН Украины. С. 287 – 292.

200. Хасуй А., Моригаки О. Наплавка и напыление. М.: Машиностроение, 1985. 240 с.

201. Ивасишин О. М., Марковский П. Е., Бондарчук В. И. Оптимизация термомеханической обработки титановых β -сплавов для получения дисперсной однородной структуры и повышения комплекса механических характеристик // Научно-технический журнал «Titan». №2(17), 2005. С. 42 – 49.

202. Бычков А. С. Исследование износостойких покрытий на основе карбида вольфрама, наносимых высокоскоростным газопламенным методом HVOF для деталей авиационного назначения / А. С. Бычков, А. А. Коцюба, В. Ю. По-тягов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». Х.: НАКУ «ХАИ», 2017. Вып. 75. С. 68 – 78.

203. Исследование характеристик металлофторопласта различных производителей для элементов авиационных конструкций / С. А. Бычков, И. Г. Лавренко, О. Ю. Нечипоренко и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». Х.: НАКУ «ХАИ», 2013. Вып. 59. С. 343 – 353.

204. Состояние вопроса и перспективы применения МФЛ новых производителей в узлах трения самолетов / С. А. Бычков, И. Г. Лавренко, О. Ю. Нечипоренко и др. // Технологические системы. №4 (69) / 2014. С. 9 – 21.

205. Семенченко В. П. Разработка и внедрение композиционных антифрикционных материалов и технологии изготовления из них узлов трения самолетов: дис. ... канд. техн. наук / ИМП НАН Украины, Киев, 1984. 145 с.

206. Бычков А. С., Нечипоренко О. Ю., Ромашко И. М. Исследование эксплуатационных характеристик втулок из самосмазывающегося материала БФГ-50М, изготовленных методом порошковой металлургии. Сообщение 1. Технология изготовления. Металлографические исследования заготовок втулок // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». Х.: НАКУ «ХАИ», 2017. Вып. 76. С. 86 – 100.

207. Бычков А. С., Нечипоренко О. Ю., Ромашко И. М. Исследование эксплуатационных характеристик втулок из самосмазывающегося материала БФГ-50М, изготовленных методом порошковой металлургии. Сообщение 2. Испытания втулок материала БФГ-50М, изготовленных методом порошковой металлургии // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». Х.: НАКУ «ХАИ», 2017. Вып. 77. С. 4 – 12.

208. Оценка эксплуатационных характеристик втулок из материала БФГ-50М взамен металлофторопласта в узлах трения самолетов / С. А. Бычков, И. Г. Лавренко, О. Ю. Нечипоренко, И. М., Ромашко, Ю. Т. Акохов // Вісник машинобудування та транспорту. № 1. 2016. С. 4 – 11.

209. Металлокерамика триботехнического назначения в конструкциях самолетов «Ан» / А. Г. Моляр, О. Ю. Нечипоренко, В. П. Семенченко, И. М. Ромашко // Технологические системы. № 4. 2006. С. 18 – 22.

210. Антифрикционные материалы на основе политетрафторэтилена для шарнирных соединений трубопроводов / А. Г. Косторнов, А. Г. Моляр, А. В. Ненахов, О. Ю. Нечипоренко // Физ.-хим. механика материалов. 2005. № 1. С. 111 – 113.

211. Bychkov A. S. Composite metal-ceramic and metal-polymeric materials for friction assemblies of national civil aircrafts / A. S. Bychkov, O. Yu. Nechiporenko // Aerospace Research in Bulgaria. 2018. Vol. 30. Pp. 143 – 154.

212. Полимерные износостойкие композиты с наполнителями из порошковых отходов механической обработки углепластиков / Л. Р. Вишняков, В. Н. Морозова, В. П. Мороз, В. Т. Варченко, А. С. Бычков, А. В. Андреев // Технологические системы. № 4 (73). 2015. С. 44 – 51.

213. Антифрикционные термостойкие полимеры / Г. А. Сиренко, В. П. Свидерский, В. Д. Герасимов, В. З. Никонов. К.: Техніка, 1978. – 244 с.

214. Сиренко Г.А. Антифрикционные карбопластики. К.: Техніка, 1985. – 196 с.

215. Бахарева В. Е., Николаев Г. И., Орыщенко А. С. Антифрикционные углепластики для узлов трения скольжения // Вопросы материаловедения, 2012. № 4. С. 15 – 33.

216. Бахарева В. Е., Анисимов А. В., Рыбин В. В. Модификация химического состава и степени гетерогенности полимерной матрицы и углеродных армирующих материалов с целью оптимизации триботехнических характеристик антифрикционных углепластиков // Вопросы материаловедения, 2009. № 3 (59). С. 217 – 228.

217. Бычков С. А., Коцюба А. А. Состояние и проблемы применения новых конструкционных материалов в отечественных гражданских самолетах в современных условиях (1995 – 2015 гг.): первопричины и закономерности внедрения // Авиационная техника и технология, 2016. № 6 (133). С. 4 – 14.

218. Baker A., Dutton S., Kelly D. Composite Materials for Aircraft Structures // Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., Reston, 2004. 599 p.

219. Jose Manuel Luna Dias. Composites: 30 years of continued R&D as the driving force behind aero structures progress // SAMPE EUROPE 33th International Conference and Forum. Keynote 1. P. 2 – 41.

220. Gay D., Noa S.V. Composite Materials. Design and Application. CRC Press, 2007. 328 p.

221. Конструкционные материалы и история их внедрения в авиационные конструкции / Ю. М. Фейгенбаум, С. В. Бутушин, Д. Г. Божовалов, Ю. С. Соколов // Научный вестник ГосНИИГА, 2015. № 7. С. 24 – 37.

222. Семин А. В., Арепьев К. А., Фейгенбаум Ю. М. Прогноз динамики роста объема использования композиционных материалов в конструкциях воздушных судов, эксплуатирующихся в Российской Федерации // Научный вестник ГосНИИГА, 2015. № 9. С. 45 – 56.

223. Каблов Е. Н. Материалы для авиакосмической техники // Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое авиастроение. – М.: НТЦ АСК, 2008. С. 377 – 388.

224. Коцюба А. А., Кондратьев А. В. Синтез системы прогнозирования объемов применения композиционных материалов в отечественных гражданских самолетах на долгосрочный период // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 2 (90). Х., 2017. – С. 7 – 23.

225. Андреев А. В. Перспективы и особенности внедрения современных полимерных композиционных материалов в конструкциях самолетов «Ан» // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 4 (96). Х., 2018. – С. 7 – 23.

226. Гращенко Д. В., Щетанов Б. В., Ефимочкин И. Ю. Развитие порошковой металлургии жаропрочных материалов [Электронный ресурс]. URL:

<http://viam.ru/public/files/2010-205713.pdf>.

227. Спеченные материалы для электротехники и электроники: Справ. издание / Г. Г. Гнесин, В. А. Дубок, Г. Н. Братерская и др. М.: Металлургия, 1981. 314 с.

228. Каблов Е. Н. Порошки избавляют от лишнего // Эксперт. 2014. № 49 (926). [Электронный ресурс]. URL: <http://viam.ru/interview/1960>.

229. Кривов Г. А., Матвиенко В. А., Афанасьева Л. Ф. Мировая авиация на рубеже XX-XXI столетий. Промышленность, рынки. Киев: КВИЦ, 2003. 296 с.

230. Закон України «Про розвиток літакобудівної промисловості» від 12.07.2001 р. №2660-III [Електронний ресурс]. URL: <http://zakon1.rada.gov.ua/laws/show/2660-14.-1.09.2016>.

231. Розпорядження Кабінету Міністрів України «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної авіаційної промисловості на період до 2020 року» від 27.12.2008 р. № 1656-р [Електронний ресурс]. URL: <http://zakon1.rada.gov.ua/laws/show/1656-2008-p.-1.09.2016>.

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

233. 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. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 2 (86). Х., 2016. – С. 7 – 14.

234. Гайдачук В. Є., Гайдачук О. В., Карпов Я. С. Тридцять років наукової школи і проблеми створення виробів авіаційно-космічної техніки із полімерних композиційних матеріалів // Авиационно-космическая техника и техноло-

гия, 2010. № 2 (69). С. 12 – 19.

235. Коцюба А. А. Реализация критерия технической эффективности применительно к анализу конструкций агрегатов гражданских самолетов из полимерных композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосмич. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 3 (91). Х., 2017. – С. 7 – 14.

236. Коцюба А. А. Формирование критерия эффективности проектирования конструкций гражданских самолетов из полимерных композитов на этапе выбора их состава // 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.

237. Проектирование агрегатов фюзеляжа самолета из композитов / А. З. Двейрин, В. А. Костюк, Я. О. Головченко и др. // Технологические системы: науч.-техн. журнал, 2014. № 1 (2). С. 38 – 42.

238. Технология безавтоклавного формования силовых конструкций планера самолета из полимерных композиционных материалов / Г. А. Кривов, Ю. М. Тарасов, А. Г. Громышев, В. Ф. Забашта // Технологические системы: науч.-техн. журнал, 2009. № 5. С. 47 – 70.

239. Бабенко М. Н., Гайдачук А. В., Кондратьев А. В. Категория безопасности как элемент эффективности отечественных гражданских самолетов // 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.

240. Коцюба А. А. Формирование составляющих комплексного критерия технической эффективности проектирования агрегатов гражданских самолетов из полимерных композитов на основных этапах их создания // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 4 (88). Х., 2017. С. 22 – 36.

241. Король В. Н. Компьютеризация авиационного производства // Информационные технологии в наукоемком машиностроении / Под ред. П. В. Балабуева, В. А. Богуслаева, А. Г. Братухина, Г. А. Кривова. К.: Техніка, 2001. С. 98 – 105.

242. Гайдачук А. В., Кондратьев А. В., Омельченко Е. В. Анализ технологических дефектов, возникающих в серийном производстве интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология, 2010. №3 (70). С. 12 – 20.

243. Король В. Н., Двейрин А. З., Василевский Е. Т. Создание агрегатов самолетов из композиционных материалов – новые подходы, интегральные решения // Технологические системы: науч.-техн. журнал, 2011. №4 (57). С. 32 – 35.

244. Коцюба А. А., Двейрин А. З., Головченко Я. О. Новые конструктивно-технологические решения соединений композитных изделий в практике ГП «Антонов» // Технологические системы: науч.-техн. журнал, 2016. № 1 (74). С. 19 – 26.

245. Порошковая металлургия на рубеже веков: новые аспекты, понятия и определения / Д. С. Кива, С. А. Бычков, О. Ю. Нечипоренко, И. Г. Лавренко. – К.: КВЦ, 2014. 192 с.

246. 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. Антонеова. Киев, 2003. 391 с.

247. Балабуев П. В., Матусевич В. И. Стратегия и практика АНТК «Антонов» в создании самолетов «Ан» на основе полного электронного определения изделия // Информационные технологии в наукоемком машиностроении / Под ред. П. В. Балабуева, В. А. Богуслаева, А. Г. Братухина, Г. А. Кривова. К.: Техніка, 2001. С. 84 – 97.

248. Гмошинский В. Г. Инженерное прогнозирование. М.: Энергоиздат, 1982. 208 с.

249. Гмошинский В. Г., Флиорент И. Ф. Теоретические основы инженерного прогнозирования. М.: Наука, 1973. 304 с.
250. Бешелев С. В., Гурвич Ф. Г. Математико-статистические методы экспертных оценок. М.: Статистика, 1980. 263 с.
251. Добров Г. М., Куренный А. А. Прогнозирование и оценки технических нововведений. К.: Наукова думка, 1989. 276 с.
252. Коцюба А. А., Кондратьев А. В., Кириченко В. В. Методология прогнозирования объемов применения полимерных композиционных материалов в отечественных гражданских самолетах на долгосрочные периоды // Технологические системы: науч.-техн. журнал, 2017. № 3 (80). С. 59 – 70.
253. Пат. 119755 UA. Спосіб іонно-вакуумного нанесення багат шарового антикорозійного покриття на металеву поверхню, МПК (2017.01), С23С 14/00, В05D1/00 / О. А. Коцюба, А. С. Бичков; заявник і патентовласник О. А. Коцюба, А. С. Бичков, № у 201702916; заявл. 28.03.2017; опубл. 10.10.2017, Бюл. №. 19 - 3 с.
254. Пат. 119802 UA. Спосіб виготовлення заготовки для деталі з антифрикційного металокерамічного матеріалу, МПК, В22F 3/12 (2006.01), С22С 1/05 (2006.01), F16С 33/12 (2006.01) / О. А. Коцюба, А. С. Бичков; заявник і патентовласник О. А. Коцюба, А. С. Бичков, № у 201703555; заявл. 12.04.2017; опубл. 10.10.2017, Бюл. №. 19 - 2 с.
255. Пат. 119936 UA. Спосіб виготовлення заготовки для деталі з антифрикційного металокерамічного матеріалу, МПК (2017.01), В22F 3/12 (2006.01), С22С 1/05 (2006.01), В22F 8/00, F16С 33/12 (2006.01) / О. А. Коцюба, А. С. Бичков; заявник і патентовласник О. А. Коцюба, А. С. Бичков, № у 201705131; заявл. 26.05.2017; опубл. 10.10.2017, Бюл. №.19 - 2 с.
256. Пат. 126681 UA. Спосіб для формоутворення великогабаритної деталі із заготовки з листового матеріалу або з пресованої панелі, МПК (2018.01), В21 D 5/00 / О. Г. Кривоконь, Б. В. Лупкін, С. А. Бичков, Ю. Я. Корольков, А. С. Бичков; заявник і патентовласник О. Г. Кривоконь, Б. В. Лупкін, С. А. Бичков, Ю. Я. Корольков, А. С. Бичков, № у 201701830; заявл. 23.02.2018; опубл. 25.06.2018, Бюл. №. 12 - 5 с.

257. Пат. 117835 UA. Спосіб виготовлення деталей з антифрикційними властивостями, МПК В22D 19/08 (2006.01), F16C 33/08 (2006.01) / А. С. Бичков, заявник і патентовласник А. С. Бичков / № u 201700790; заяв. 30.01.2017; опубл. 10.07.2017, Бюл. №. 13 – 3 с.

258. Пат. 118228 UA. Спосіб виготовлення деталей з антифрикційними властивостями, МПК В22D 19/08 (2006.01), F16C 33/08 (2006.01) / А. С. Бичков, заявник і патентовласник А. С. Бичков / № u 201701955; заяв. 01.03.2017; опубл. 25.07.2017, Бюл. №. 14 – 2 с.

259. Vychkov A. S. Criteria of safety and effectiveness of replacing materials for tribotechnical purposes for aircraft friction units / A. S. Vychkov // *Авіація у ХХІ столітті: матеріали VII Всесвіт. конгр. Нац. авіаційн. ун-т, м. Київ, 10 -12 жовтня, 2018. Київ. [Електронний ресурс]. URL: <http://conference.nau.edu.ua>*