

УДК 629.7

Кондратьев А.В. Обзор и анализ мировых тенденций и проблем расширения применения в агрегатах ракетно-космической техники полимерных композиционных материалов // А.В. Кондратьев, В.А. Коваленко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67).– Х., 2011. – С. 7 – 18.

Проведены критический обзор и анализ мировых тенденций роста применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкциях ракетно-космической техники (РКТ) и вскрыты их вероятные причины: перманентный рост объема композитов, функциональных свойств полуфабрикатов и их номенклатуры, усиление роли научного обеспечения средствами информационных и компьютерных технологий, а также эффективных конструктивно-технологических решений за счет применения нанотехнологий при создании изделий данного класса. Сформулирована комплексная проблема научного обеспечения создания высокоэффективных агрегатов РКТ из ПКМ и намечены пути ее решения.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, ракетно-космическая техника, тенденции роста применения, комплексная проблема обеспечения создания конструкций.

Ил. 8. Табл. 3. Библиогр.: 34 назв.

Проведено критичний огляд і аналіз світових тенденцій зростання застосування полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) у конструкціях ракетно-космічної техніки (РКТ) і розкрито їхні ймовірні причини: перманентне зростання обсягу композитів, функціональних властивостей напівфабрикатів і їхньої номенклатури, посилення ролі наукового забезпечення засобами інформаційних і комп'ютерних технологій, а також ефективних конструктивно-технологічних рішень за рахунок застосування нанотехнологій при створенні виробів даного класу. Сформульовано комплексну проблему наукового забезпечення створення високоефективних агрегатів РКТ з ПКМ і шляхи її вирішення.

Ключові слова: полімерні композиційні матеріали, ракетно-космічна техніка, тенденції зростання застосування, комплексна проблема забезпечення створення конструкцій.

Іл. 8. Табл. 3. Бібліогр.: 34 назви

Critical review and analysis of global trends in the growth of polymer composite materials application in space rockets structures is conducted and their likely causes are analyzed: permanent increasing of composites application, functional properties of semi-finished products and their nomenclature, the role of scientific support by means of information and computer technologies, as well as structurally efficient and technological solutions through the application of nanotechnology for creating products of this class. Complex problem of scientific support for creation highly-efficient rocket structures made of polymer composites and ways of its solving are formulated.

Key words: polymer composite materials, rocket and space technology, trends, growth in the use, the complex problem of creating structures.

Fig. 8. Tabl. 3. Bibliogr.: 34 sources.

УДК 620.22:629.73

Литвинова Т.А. Проектирование стрингерных панелей. Сообщение 1. Обеспечение прочности при нескольких расчетных случаях / Т.А. Литвинова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. 19 – 26.

Рассмотрена методика проектирования стрингерной панели по условиям прочности при нескольких расчетных случаях нагружения. Предложено использование «стрингерного» слоя на этапе обеспечения прочности. Вводится в рассмотрение базовый расчетный случай и для него ищется такое значение проектных напряжений, при котором найденные параметры «стрингерного слоя» обеспечивают выполнение условий прочности для всех расчетных случаев. Введение понятия проектных напряжений, величина которых меньше предела прочности или равна ему, позволяет записать условие прочности в виде равенства, что упрощает задачу проектирования. Представлена зависимость для определения толщины «стрингерного слоя». Составлено уравнение прочности обшивки.

Ключевые слова: композиционный материал, подкрепленная панель, прочность.

Ил. 1. Библиогр.: 3 назв.

Розглянуто методику проектування стрингерної панелі за умовами міцності при декількох розрахункових випадках навантаження. Запропоновано використання «стрингерного» шару на етапі забезпечення міцності. Вводиться у розгляд базовий розрахунковий випадок і для нього шукається таке значення проектного напруження, при якому знайдені параметри «стрингерного шару» забезпечують виконання умов міцності для всіх розрахункових випадків. Введення поняття проектного напруження, величина якого менше границі міцності або дорівнює їй, дозволяє записати умову міцності у вигляді рівності, що спрощує завдання проектування. Подано залежність для визначення товщини «стрингерного шару». Складено рівняння міцності обшивки.

Ключові слова: композиційний матеріал, підкріплена панель, міцність.

Іл. 1. Бібліогр.: 3 назви

The method of designing stringer panels under the terms of strength at several cases of loading. Usage of the «stringer» layer at the stage of strength ensuring is proposed. Basic loading case is analyzed to determine value of design stress at which found parameters of «stringer layer» satisfy strength conditions for all possible loading cases. Introduction the notion of «design stress» which can be less or equal to margin of strength permits to derive strength condition as equality that make design process to be simpler. The dependence for «stringer layer» determination is shown. Equation for skin strength is compiled.

Key words: composite material, backed up by the panel strength

Fig. 1. Bibliogr.: 3 sources.

УДК 629.735.33

Фомичев П.А. Выбор допускаемых напряжений, обеспечивающих проектный ресурс регулярной зоны крыла создаваемого самолета / П.А. Фомичев, Т.С. Бойко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С 27 – 35.

Предложена методика расчета ресурса регулярной зоны конструкции крыла большого удлинения в зависимости от допускаемых или эквивалентных напряжений на этапе проектирования. Методика позволяет учесть заданный профиль типового полета конкретного самолета и усталостные характеристики материала конструкции. Выполнено сопоставление известных подходов ЦАГИ между собой и с результатами предлагаемого анализа на примере пассажирского самолета. Отмечено хорошее согласование результатов расчета с известными экспериментальными данными.

Ключевые слова: ресурс, регулярная зона, допускаемые напряжения.

Ил. 4. Библиогр.: 11 назв.

Запропоновано методику розрахунку ресурсу регулярної зони конструкції крила великого подовження залежно від допустимих або еквівалентних напружень на етапі проектування. Методика дозволяє врахувати заданий профіль типового польоту конкретного літака та втомні характеристики матеріалу конструкції. Виконано зіставлення відомих підходів ЦАГІ між собою і з результатами запропонованого аналізу на прикладі пасажирського літака. Відзначено гарне узгодження результатів розрахунку з відомими експериментальними даними.

Ключові слова: ресурс, регулярна зона, допустиме напруження.

Іл. 4. Бібліогр.: 11 назв

The design procedure of service life of regular zones structures for a wing of high aspect ratio versus design or equivalent stresses at a design stage is offered. The methodology allows taking into account an assigned profile of standard flight for the exact airplane and fatigue characteristics of structural material. Comparison of ЦАГИ known approaches among themselves and with results of the offered analysis on an example of the passenger plane is executed. It's noted a good agreement of estimated and known test data.

Key words: resource, the regular zone, allowable stress.

Fig. 4. Bibliogr.: 11 sources.

УДК 629.735.23:620.22

Двейрин А.З. Прочность слоистых пластиков на срез / А.З. Двейрин // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. 36 – 40.

Показано проблемы, связанные с оцениванием, экспериментальным подтверждением и дальнейшим применением предела прочности композитной детали на срез при расчете механических соединений. Указано на особенности поведения композиционного материала, которые ограничивают применение понятия среза при расчете механического соединения. На основе предъявленных результатов предложено направление возможной модификации методики расчета механических соединений композитных деталей.

Ключевые слова: композиционный материал, крепежный элемент, срез.

Ил. 6. Библиогр.: 6 назв.

Показано проблеми, пов'язані з оцінюванням, експериментальним підтвердженням і подальшим застосуванням межі міцності композитної деталі на зріз при розрахунку механічних з'єднань. Указано на особливості поведінки композитного матеріалу, які обмежують використання поняття зрізу при розрахунку механічного з'єднання. На основі показаних результатів запропоновано напрямок можливої модифікації методики розрахунку механічних з'єднань композитних деталей.

Ключові слова: композиційний матеріал, кріпильний елемент, зріз.

Іл. 6. Бібліогр.: 6 назв

Problems concerned with estimation, experimental approval and further application of the term «composite article cut out strength» for mechanical joints analysis is shown. Distinctions of composite behavior that restrict application of cut out notion for mechanical joints analysis are shown. Direction of possible modification of composite articles mechanical joints analysis based on above-mentioned results analysis is suggested.

Key words: composite material, fastener, cut out.

Fig. 6. Bibliogr.: 6 sources.

УДК 629.7.018.74

Формирование целевой функции для оптимизации параметров системы запуска беспилотного самолета гражданского назначения / А.В. Бетин, И.В. Калужин, А.А. Дунаев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67).– Х., 2011. – С. 41 – 48.

Рассмотрен начальный этап полета беспилотного самолета от момента старта до входа в исполнительную зону. Исследовано влияние взаимозависимого изменения диапазонов областей полетных режимов на параметры беспилотного самолета и пусковой установки. Предложено осуществлять оптимизацию параметров системы запуска по критерию минимальной стоимости летного часа беспилотного самолета при фиксированной целевой эффективности беспилотного авиационного комплекса. Сформирована целевая функция для оптимизации системы запуска, позволяющая учитывать взаимосвязь основных параметров беспилотного самолета и пусковой установки.

Ключевые слова: беспилотный самолет, система запуска, оптимизация параметров.

Ил. 2. Библиогр.: 4 назв.

Розглянуто початковий етап польоту безпілотного літака від моменту старту до входу у виконавчу зону. Досліджено вплив взаємозалежного змінення діапазонів областей польотних режимів на параметри безпілотного літака та пускової установки. Запропоновано здійснювати оптимізацію параметрів системи запуску за критерієм мінімальної вартості льотної години безпілотного літака при фіксованій цільовій ефективності безпілотного авіаційного комплексу. Сформовано цільову функцію для оптимізації системи запуску, яка дозволяє враховувати взаємозв'язок основних параметрів безпілотного літака та пускової установки.

Ключові слова: безпілотний літак, система запуску, оптимізація параметрів.

Іл. 2. Бібліогр.: 4 назви.

The initial stage of unmanned aircraft flight from the launch moment to entry into executive zone is considered. Influence of interdependent change of ranges of flight modes areas on parameters of unmanned aircraft and launcher is investigated. It is offered to implement optimization of parameters of launch system using criterion of the minimum cost of flying hour of unmanned aircraft when fixed target efficiency of unmanned aircraft system. Objective function for launch system optimization is generated, considering interrelation of key parameters of unmanned aircraft and launcher.

Key words: unmanned aircraft, launch system, optimization of parameters.

Fig. 2. Bibliog.: 4 sources.

УДК 539.388.1

Трубчанин И.Ю. О параллельности диаграмм деформирования сталей при асимметричном циклическом нагружении / И.Ю. Трубчанин, Я.В. Гребенюк // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. 49 – 55.

Изложены результаты экспериментальных исследований влияния средних напряжений на параметры циклической диаграммы деформирования на примере широко распространенных в авиации низколегированных конструкционных сталей, таких как 30ХГСА, 12ХН3А, 45. Установлено, что показатель циклического упрочнения не зависит от величин средних напряжений и может быть принят как константа материала. Это позволяет существенно упростить расчеты и уменьшить объем необходимых экспериментальных исследований по определению циклических деформационных характеристик материала.

Ключевые слова: циклическое нагружение, диаграмма циклического деформирования, средние напряжения.

Ил. 3. Библиогр.: 6 назв.

Викладено результати експериментальних досліджень впливу середнього напруження на параметри циклічної діаграми деформування на прикладі широко поширених в авіації низьколегованих конструкційних сталей, таких як 30ХГСА, 12ХН3А, 45. Установлено, що показник циклічного зміцнення не залежить від середніх напружень і може бути прийнятий як константа матеріалу. Це дозволяє істотно спростити розрахунки і зменшити обсяг необхідних експериментальних досліджень для визначення циклічних деформаційних характеристик матеріалу.

Ключові слова: циклічне навантаження, діаграма циклічного деформування, середні напруження

Іл. 3. Бібліогр.: 6 назв

This article presents the results of experimental investigations of mean stress influence on parameters of the cyclic stress-strain curve on an example of the widespread in aviation low-alloy structural steels as 30ХГСА, 12ХН3А, 45. It was established that the cyclic strain hardening exponent is independent of the value of mean stress and may be accepted as a material constant. It allows simplify calculations substantially and reduce the amount of necessary experimental researches on determination of cyclic deformation characteristics of the material.

Key words: cyclic loading, cyclic stress-strain curve, mean stress

Fig. 3. Bibliogr.: 6 sources.

УДК 629.7.085

Серета В.А. Оптимизация параметров старта беспилотного летательного аппарата с помощью реактивной тележки / В.А. Серета // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. 56 – 62.

На основании газотермодинамической пространственной модели ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) получены циклограммы тяги шашек различной геометрии. Выбран заряд топлива, обеспечивающий закон горения, приближенный к нейтральному. В целях оптимизации динамических характеристик при старте беспилотного летательного аппарата (БЛА) с помощью реактивной тележки получена уточненная геометрия выбранной шашки, обеспечивающая постоянное тяговое усилие. Метод оптимизации основывается на итерационном процессе с последующим нормированием стартовой перегрузки при движении БЛА по направляющей.

Ключевые слова: реактивная тележка, ракетный двигатель твердого топлива, нормирование стартовой перегрузки.

Ил. 7. Библиогр.: 7 назв.

На підставі газотермодинамічної просторової моделі ракетного двигуна твердого палива (РДТП) отримано циклограми тяги шашок різноманітної геометрії. Обрано заряд палива, який забезпечує закон горіння, наближений до нейтрального. З метою оптимізації динамічних характеристик при старті безпілотного літального апарата (БЛА) за допомогою реактивного візка отримано уточнену геометрію обраної шашки, яка забезпечує постійне тягове зусилля. Метод оптимізації ґрунтується на ітераційному процесі з подальшим нормуванням стартового перевантаження при русі БЛА по напрямній.

Ключові слова: реактивний візок, ракетний двигун твердого палива, нормування стартового перевантаження.

Іл. 7. Бібліогр.: 7 назв

On the basis gas-thermodynamic spatial model of the rocket engine of solid fuel (RESF) cyclogram draughts of draughts of various geometry are received. The charge of the fuel providing the law of burning approached to neutral is chosen. For the purpose of optimization of dynamic characteristics at start of unmanned aerial vehicle (UAV) by means of the jet cart the specified geometry of the chosen draught providing constant traction effort is received. The optimization method is based on iterative process with the subsequent rationing of a starting overload at movement UAV on the directing.

Key words: reaction trolley, rocket engine solid fuel, launching overload setting.

Fig. 7. Bibliogr.: 7 sources.

УДК 539.082.74

Разработка стеклопластиковых оболочек гелиевого криостата для создания магнитного энцефалографа / В.Ю. Ляхно, О.Б. Кивиренко, Р.В. Варнас, А.А. Мудрый // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. 63 – 73.

Рассмотрены вопросы создания стеклопластикового гелиевого криостата для магнитного энцефалографа. Приведены результаты моделирования НДС стеклопластиковых оболочек. Рассмотрены особенности конструкции немагнитного криостата. Указаны основные проблемы при изготовлении стеклопластиковых оболочек. Описаны основные технологические процессы изготовления оснастки и самих оболочек. Приведены результаты испытаний на жесткость и устойчивость оболочек.

Ключевые слова: магнитная энцефалография (МЭГ), гелиевый немагнитный криостат, стеклопластиковые оболочки.

Ил. 8. Библиогр.: 8 назв.

Розглянуто питання створення склопластикового гелієвого криостата для магнітного енцефалографа. Наведено результати моделювання НДС склопластикових оболонок. Розглянуто особливості конструкції немагнітного криостата. Указано основні проблеми при виготовленні склопластикових оболонок. Описано технологічні процеси виготовлення оснастки і самих оболонок. Наведено результати випробувань на жорсткість і стійкість оболонок.

Ключові слова: магнітна енцефалографія (МЕГ), гелієвий немагнітний криостат, склопластикові оболонки.

Іл. 8. Бібліогр.: 8 назв

Problems of creation of the glass fiber reinforced helium cryostat for magnetic encephalograph are considered. Results of stress-strain modeling of the glass fiber reinforced hull are presented. Design features of the magnetic cryostat are described. The basic problems are specified at manufacturing of the glass fiber reinforced hull. The basic technological processes of manufacturing of the tool and composite shell are described. Test results for investigation of the hull's stiffness and rigidity are presented.

Keywords: magnetic encephalography (MEG), a helium cryostat nonmagnetic, fiberglass shell.

Fig. 8. Bibliogr.: 8 sources.

УДК 629.7.018.74

Бетина Е.Ю. Подобие формы в задаче обеспечения геометрического подобия при моделировании полета летательного аппарата в зоне лесного пожара / Е.Ю. Бетина, И.В. Калужин // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. 74 – 81.

Рассмотрены вопросы формирования требуемого качества свободнолетающей динамически подобной модели для изучения поведения натурного летательного аппарата в зоне лесного пожара. Разработаны теоретические основы определения требуемых значений геометрических параметров свободнолетающей динамически подобной модели. Получены зависимости для определения масштаба линейных размеров, реализуемого при проектировании свободнолетающей динамически подобной модели, а также неравенства, ограничивающие допуски на отклонения ее размеров и форм агрегатов.

Ключевые слова: свободнолетающая динамически подобная модель, требуемое качество, подобие формы, лесной пожар.

Табл. 1. Библиогр.: 15 назв.

Розглянуто питання формування потрібної якості вільнолітаючої динамічно подібної моделі для вивчення поведінки натурного літального апарата в зоні лісової пожежі. Розроблено теоретичні основи визначення потрібних значень геометричних параметрів вільнолітаючої динамічно подібної моделі. Отримано залежності для визначення масштабу лінійних розмірів, що реалізується при проектуванні вільнолітаючої динамічно подібної моделі, а також нерівності, що обмежують допуски на відхилення її розмірів і форм агрегатів.

Ключові слова: вільнолітаюча динамічно подібна модель, потрібна якість, подібність форми, лісова пожежа.

Табл. 1. Бібліогр.: 15 назв

Required quality of free-flying dynamically similar model for learning full-scale aircraft behavior in the area of forest fire is considered. Theoretical bases of required free-flying dynamically similar model geometric parameters values definition are developed. Dependences for the determination scale of the linear sizes realized at designing of free-flying dynamically similar model are received.

Key words: free-flying dynamically similar model, required quality, the similarity of shape, forest fire

Tabl. 1. Bibliogr.: 15 sources.

УДК 539.3

Соловьев А.И. Равновесие упругой круговой пластинки, ослабленной нецентральной трещиной / А.И. Соловьев, Ю.А. Щербакова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67).– Х., 2011. – С. – 82 – 90.

Предложен метод исследования краевых задач теории упругости для круговой пластинки с нецентральной трещиной, основанный на применении соотношений между базисными решениями уравнений равновесия в полярных и биполярных координатах. Реализация метода приводит к квазирегулярным бесконечным системам линейных алгебраических уравнений с точно вычисляющимися и экспоненциально убывающими матричными элементами, что позволяет провести эффективный асимптотический и численный анализ напряженно-деформированного состояния в зонах концентрации напряжений.

Ключевые слова: координаты, трещина, функция, уравнение, коэффициент.

Ил. 3. Библиогр.: 8 назв.

Запропоновано метод дослідження крайових завдань теорії пружності для кругової пластинки з нецентральною тріщиною, який ґрунтується на застосуванні співвідношень між базисними рішеннями рівнянь рівноваги в полярних і біполярних координатах. Реалізація методу приводить до квазірегулярних нескінченних систем лінійних алгебраїчних рівнянь із точно обчислюваними й експоненціально спадними матричними елементами, що дозволяє виконати ефективний асимптотичний і чисельний аналіз напружено-деформованого стану в зонах концентрації напружень.

Ключові слова: координати, тріщина, функція, рівняння, коефіцієнт

Іл. 3. Бібліогр.: 8 назв

The method of investigation boundary problems of elasticity theory for round plane with non-central crack is suggested. This method is based on application of relationships between basis solutions of equilibrium equations in polar and bi-polar coordinates.

Implementation of the method leads to quasi-regular unfinished systems of linear algebraic equations with exponentially falling down matrix coefficients that permits to conduct efficient asymptotic and numerical analysis of stress-strain state at zones of stress concentration.

Key words: coordinates, the crack, the function of the equation, the coefficient.

Fig. 3. Bibliogr.: 8 sources

УДК 629.78

Эффективность одного способа сбора и удаления мелкого космического мусора / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. 91 – 97.

Предложен способ сбора мелкого космического мусора путем использования специального космического аппарата (КА) с двигательной установкой (ДУ) для его маневрирования и устройством для улавливания мелких частиц космического мусора. Рассмотрена эффективность данного способа для разных вариантов выведения КА на рабочую орбиту и разных типов применяемых ДУ при отдельном запуске улавливающего устройства ракетой-носителем с промежуточной орбиты посредством разгонного жидкостного двигателя малой тяги.

Ключевые слова: космический мусор, космический аппарат, двигательная установка, улавливающее устройство, ракета-носитель.

Ил. 1. Библиогр.: 5 назв.

Запропоновано спосіб збору дрібного космічного сміття шляхом використання спеціального космічного апарата (КА) з рушійною установкою (РУ) для його маневрування та пристроєм для уловлювання дрібних часток космічного сміття. Розглянуто ефективність даного способу для різних варіантів виведення КА на робочу орбіту та різних типів РУ, що використовуються, при окремому запуску уловлювального пристрою ракетю-носієм з проміжної орбіти із застосуванням розгінного рідинного двигуна малої тяги.

Ключові слова: космічне сміття, космічний апарат, рушійна установка, уловлювальний пристрій, ракета-носіє.

Іл. 1. Бібліогр.: 5 назв

The way of gathering small space debris by use of a special space vehicle (SV) with propulsion system (PS) for its maneuvering and the device for catching of small particles of space debris is offered. Efficiency of the given way for different variants of injection SV into a working orbit and different types applied PS is considered at separate starting up of the catching device by a launch vehicle from an intermediate orbit with application of the accelerating reaction control thruster.

Key words: space debris, spacecraft propulsion, retraction device, booster.

Fig. 1. Bibliogr.: 5 sources

УДК 624.072

Куреннов С.С. Напружений стан клейового з'єднання при поздовжньому пружному ударі зосередженої маси / С.С. Куреннов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67).– Х., 2011. – С. – 98 – 104.

Розв'язано задачу про пружний удар з відскоком зосередженої маси по одному з шарів двошарового стрижня. Застосовано диференціально-різницький метод, задачу зведено до системи звичайних диференціальних рівнянь, яка розв'язується матричним методом. Задача розв'язується в два етапи: до та після відділення ударника від стрижня. Досліджено модельну задачу. Показано, що максимальні напруження в клейовому прошарку виникають під час сумісного руху стрижня і ударник, до їх розділення після удару.

Ключові слова: клейове з'єднання, удар, диференціально-різницький метод.

Іл. 3. Бібліогр.: 5 назв.

Решена задача об упругом ударе с отскоком сосредоточенной массы по одному из слоев двухслойного стержня. Применен дифференциально-разностный метод, задача сведена к системе обыкновенных дифференциальных уравнений, которая решалась матричным методом. Задача решается в два этапа: до и после отделения ударника от стержня. Исследована модельная задача. Максимальные напряжения в клеевой прослойке возникают во время совместного движения стержня и ударника до их разделения после удара.

Ключевые слова: клеевое соединение, удар, дифференциально-разностный метод.

Ил. 3. Библиогр.: 5 назв

The problem about elastic impact with off jumping of concentrated mass on one layer of double-layered rod. Differential-difference method is applied and problem is reduced to the system of ordinary differential equations which in its turn was solved by matrix method. Solution is solved by two stages: before and after jumping off of the striker from the rod. The model problem was investigated. It was found that maximum shear stress appear in adhesive film during simultaneous movement of rod and striker before their splitting after impact.

Key words: adhesive joint, impact, straight lines method.

Fig. 3. Bibliogr.: 5 sources

УДК 620.378.325

Исследование режимов многоимпульсного лазерного термоупрочнения стали / О.В. Афанасьева, Н.А. Лалазарова, Е.Г. Попова, Т.Ю. Свергун // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67). – Х., 2011. – С. 105 – 110.

Представлены результаты исследований по оптимизации режимов поверхностного упрочнения деталей и инструментов YAG-лазерами малой мощности. Упрочнение инструментальных сталей проводилось импульсным лазером мощностью 5 Вт. Основным варьируемым параметром была длительность импульса. Исследованы два режима: обработка одиночными импульсами длительностью 0,1...0,4 мс и многоимпульсная обработка короткими (30...70 мкс) импульсами. В качестве параметра контроля свойств поверхностного слоя была выбрана микротвердость. Показано, что для каждой стали существует оптимальное значение длительности импульса, обеспечивающее максимальную твердость.

Ключевые слова: импульсное лазерное излучение, лазерная закалка стали, твердотельный лазер, длительность импульса.

Ил. 3. Табл. 1. Библиогр.: 6 назв.

Подано результати досліджень з оптимізації режимів поверхневого зміцнення деталей та інструментів YAG-лазерами малої потужності. Зміцнення інструментальних сталей виконувалося імпульсним лазером потужністю 5 Вт. Основним змінним параметром була тривалість імпульсу. Досліджено два режими: обробка одиночними імпульсами тривалістю 0,1...0,4 мс і багатоімпульсна обробка короткими (30...70 мкс) імпульсами. Як параметр контролю властивостей поверхневого шару було обрано мікротвердість. Показано, що для кожної сталі існує оптимальне значення тривалості імпульсу, що забезпечує максимальну твердість.

Ключові слова: імпульсне лазерне випромінювання, лазерна загартовка сталі, твердотільний лазер, тривалість імпульсу.

Іл. 3. Табл. 1. Бібліогр.: 6 назв

Research results on improving modes of surface hardening of parts and tools using low-capacity YAG-lasers have been presented. Tool steels have been hardened with a 5-watt pulsed laser. The main variable parameter was the length of impulse. The research has been done for two modes: treatment with single pulses of 0.1...0.4 ms and multi-pulse processing with short (30...70 ms) pulses. Micro hardness was selected a control parameter of the surface layer behaviour. Each steel has been shown to have an optimum impulse length value ensuring its maximum hardness.

Key words: pulsed laser radiation, laser hardening steel, solid-state laser, the pulse duration.

Fig. 3. Table. 1. Bibliogr.: 6 sources

УДК 533.9.07

Исследование теплового потока импульсных генераторов плазмы / А.Н. Довгань, В.В. Зиновьев, В.П. Колесник // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (67).– Х., 2011. – С. – 111 – 117.

Приведена методика определения плотности теплового потока плазменной струи в стационарном и динамическом режимах с помощью абсолютного компенсационного тепломера с замещением. Показана конструкция тепломера, который позволяет определить значение плотности теплового потока ионной составляющей плазменной струи. Получены конечные выражения для обработки результатов эксперимента. По приведенной методике для импульсного плазменного ускорителя получены экспериментальные зависимости плотности теплового потока от частоты следования импульсов и вкладываемой энергии в разряд.

Ключевые слова: плазма, импульсный генератор плазмы, тепломер, тепловой поток.

Ил. 5. Библиогр.: 4 назв.

Наведено методику визначення густини теплового потоку плазмового струменя у стаціонарному та динамічному режимах за допомогою абсолютного компенсаційного тепломіра із заміщенням. Показано конструкцію тепломіра, який дозволяє визначити значення густини теплового потоку іонної складової плазмового струменя. Отримано кінцеві вирази для оброблення результатів експерименту. За наведеною методикою для імпульсного плазмового прискорювача отримано експериментальні залежності густини теплового потоку від частоти проходження імпульсів та енергії, що вкладається у розряд.

Ключові слова: плазма, імпульсний генератор плазми, тепломіри, тепловий потік.

Іл. 5. Бібліогр.: 4 назви

The experimental procedure of determination of plasma spray heat-flux density in steady and dynamic regimes with the help of absolute compensatory calorimeter with substitution is described. Arrangement of calorimeter that allows determining the value of heat-flux density ion component in plasma spray is shown. Finite expressions for experimental results processing have been obtained. Experimental dependence of heat-flux density on impulse frequency and power applied to discharge for pulsed plasma accelerator according to described method the is obtained.

Key words: plasma, the plasma pulse generator, calorimeter, the heat flux.

Fig. 5. Table. 0. Bibliogr.:4 sources