

УДК 629:735

Двейрин А.З. Обоснование и апробация методики определения податливости крепежных элементов в соединениях композитных деталей / А.З. Двейрин // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80). – Х., 2014. – С. 7 – 17.

Приведены результаты исследований по определению основных параметров элементов соединения как факторов, влияющих на требования к точности оценки податливости связи. Установлено различное влияние количества рядов на оценку максимальных усилий в соединении, а также влияние отношения податливости связи к податливости детали. Построено поле возможных состояний соединения, в пределах которого условно выделены области высокой, средней и низкой чувствительности к точности оценки параметров элементов соединения. Проведена апробация методики определения податливости крепежных элементов и ее оценка по результатам испытаний серии образцов соединений композитных пакетов различной толщины со стальными накладками.

Ключевые слова: податливость, механические соединения, крепежные элементы, композитные материалы, апробация методики испытаний.

Ил. 5. Табл. 3. Библиогр.: 17 назв.

Наведено результати досліджень з визначення основних параметрів елементів з'єднання як чинників, що впливають на вимоги до точності оцінювання податливості зв'язку. Установлено різний вплив кількості рядів на оцінювання максимальних зусиль у з'єднанні, а також вплив відношення податливості зв'язку до податливості деталі. Побудовано поле можливих станів з'єднання, в межах якого умовно виділено області високої, середньої і низької чутливості до точності оцінювання параметрів елементів з'єднання. Проведено апробацію методики визначення податливості кріпильних елементів і її оцінювання за результатами випробувань серії зразків з'єднань композитних пакетів різної товщини зі сталевими накладками.

Ключові слова: податливість, механічні з'єднання, кріпильні елементи, композитні матеріали, апробація методики випробувань.

Іл. 5. Табл. 3. Бібліогр.: 17 назв

The results of investigations on determination of main parameters of joint elements as factors affecting the accuracy requirements for estimation of joint compliance are given. Different effect of rows quantity on estimation of maximal loads in a joint, as well as the effect of the ratio of joint compliance to article compliance is established. The field of possible states of joint is drawn. Within this field conditionally areas of high, medium and low sensitivity to accuracy estimation of joint elements parameters are chosen. The approbation of technique for determination of fastening elements compliance and its estimation according to the test results of testing of series of specimens of composite packages joints with steel plates of various thickness is carried out.

Keywords: compliance, mechanical joint, fastening elements, composite materials, approbation of testing technique.

Fig. 5. Tabl. 3. Bibliogr.: 17 sources

УДК 629.7.036.34

Кравченко И.Ф. Формирование конструктивного и параметрического облика форсажной камеры. Определение параметров затурбинного диффузора / И.Ф. Кравченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80). – Х., 2014. – С. 18 – 27.

Представлены результаты работ по формированию концепции проектирования форсажных камер для двигателей учебно-боевых самолетов. Рассмотрена общая последовательность проектирования форсажных камер, выделены ключевые этапы, сформированы критерии оптимальности. Показано, что для двигателей данного класса определяющим критерием является взлетная масса самолета. В качестве примера приложения общей методики рассмотрено проектирование затурбинного диффузора. Показано, что существует оптимальная длина диффузора. Определено ее значение для двигателя типа АИ-222-25Ф.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, этапы проектирования, форсажная камера сгорания, элемент конструкции, затурбинный диффузор.

Ил. 3. Библиогр.: 5 назв.

Подано результати робіт з формування концепції проектування форсажних камер для двигунів навчально-бойових літаків. Розглянуто загальну послідовність проектування форсажних камер, виділено ключові етапи, сформовано критерії оптимальності. Показано, що для двигунів даного класу визначальним критерієм є злітна маса літака. Як приклад застосування загальної методики розглянуто проектування затурбінного дифузора. Показано, що існує оптимальна довжина дифузора. Визначено її значення для двигуна типу АІ-222-25Ф.

Ключові слова: газотурбінний двигун, етапи проектування, форсажна камера згоряння, елемент конструкції, затурбінний дифузор.

Іл. 3. Бібліогр.: 5 назв

Afterburning combustion chambers for training and military turbine engines designing concept is presented. General order of afterburners designing is considered, the key stages are separated, the optimality criteria are formed. It is shown that the takeoff mass of aircraft is the determining criteria for engines of this type. As example of this method application, the after-turbine diffuser designing is considered. It is shown that optimal length of diffuser exists. Its value for turbine engine AI-222-25F is determined.

Keywords: gas turbine engine, design steps, afterburner combustion, structural element, after-turbine diffuser.

Fig. 3. Bibliogr.: 5 sources

УДК 678.02:621.365

Перспективная теплозащитная конструкция возвращаемых космических аппаратов с металлическим силовым элементом / В.Г. Тихий, В.В. Гусев, А.М. Потапов, Е.И. Шевцов, И.А. Гусарова, Т.А. Манько // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80). – Х., 2014. – С. 28 – 43.

Предложено новое конструкторское решение, основанное на проведенных расчетах рабочих нагрузок, термодинамики и прочности теплозащитных конструкций возвращаемых космических аппаратов с металлическими силовыми элементами различных типов. Исследованы различные варианты съемных многослойных теплозащитных металлических конструкций, состоящих из отдельных плиток. Проведен анализ схем сборки плиток в цельную конструкцию, позволяющий устранить ряд проблем, свойственных данным теплозащитным конструкциям.

Ключевые слова: теплозащита, многоразовые космические аппараты, теплоизоляция, трехслойная панель, металлический силовой слой.

Ил. 31. Табл. 2. Библиогр.: 9 назв.

Запропоновано нове конструкторське рішення, основане на проведених розрахунках робочих навантажень, термодинаміки та міцності теплозахисних конструкцій космічних апаратів, що повертаються, з металічними силовими елементами різних типів. Досліджено різні варіанти знімних багат шарових теплозахисних металічних конструкцій, які складаються з окремих плиток. Проведено аналіз схем збирання плиток у цілну конструкцію, що дозволяє виключити ряд проблем, характерних для цих теплозахисних конструкцій.

Ключові слова: теплозахист, багаторазові космічні апарати, тришарова панель, металічний силовий шар.

Іл. 31. Табл. 2. Бібліогр.: 9 назв

The new design solution based on carried out calculations of operational loads, thermodynamics and heat shield strength returned spacecraft designs with metallic load-carrying members of various types is suggested. Various options of removable heat shield metal multilayer structures consisting of individual tiles is studied. The analysis of assembly consequences of tiles in single-piece construction that eliminates a number of problems inherent in thermal-protective structures is conducted.

Keywords: heat-shielding, reusable space vehicles, thermal protection, sandwich panel, metal load-carrying layer.

Fig. 31. Tabl. 2. Bibliogr.: 9 sources

УДК 539.3

Численный подход к расчету динамической неустойчивости параболических обтекателей ракетоносителей / А.Л. Казаченко, К.В. Аврамов, М.В. Чернобрылко, Т.Я. Батутина // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80).– Х., 2014. – С. 44 – 54.

Рассматривается динамическая неустойчивость параболических обтекателей ракетоносителей в сверхзвуковом газовом потоке. Для расчета этой неустойчивости совместно применяются метод конечных элементов и метод заданных форм. Метод конечных элементов используется для расчета собственных форм колебаний, а метод заданных форм – для получения уравнений, описывающих динамическую неустойчивость конструкции.

Ключевые слова: обтекатели ракетоносителей, динамическая потеря устойчивости, сверхзвуковое течение, метод заданных форм.

Ил. 1. Табл. 1. Библиогр.: 19 назв.

Розглядається динамічна нестійкість параболических обтічників ракетоносіїв у надзвуковому газовому потоці. Для розрахунків цієї нестійкості спільно застосовуються метод скінченних елементів і метод заданих форм. Метод скінченних елементів застосовується для розрахунку власних форм коливань, а метод заданих форм – для отримання рівнянь, які описують динамічну нестійкість конструкції.

Ключові слова: обтічники ракетоносіїв, динамічна втрата стійкості, надзвукова течія, метод заданих форм.

Іл. 1. Табл. 1. Бібліогр.: 19 назв

Dynamic instability of parabolic rocket fairings in a supersonic gas stream is analyzed numerically. The finite element method and the method prescribed forms are used. The finite element method is used to calculate natural modes. The method of prescribed forms is used to obtain the equations of dynamic instability of the structure.

Keywords: rocket fairings, dynamic instability, supersonic flow, the method prescribed forms.

Fig. 1. Tabl. 1. Bibliogr.: 19 sources

УДК 629.735.33.17

Капитанова Л.В. Влияние формы крыла в плане на параметры разбега самолета транспортной категории при взлете / Л.В. Капитанова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80).– Х., 2014. – С. 55 – 63.

Во взлетно-посадочных режимах происходят изменения не только площади крыла и кривизны профиля путем использования выдвижных закрылков, но и формы крыла в плане из-за увеличения его сужения, т.е. коэффициента его формы. С учетом этого обстоятельства исследовано влияние коэффициента формы крыла в плане на величину скорости отрыва и на длину разбега самолета при взлете. Сформирована модель количественной оценки такого влияния. В относительных величинах проведена количественная оценка влияния коэффициента формы крыла по виду в плане при разбега самолета на величину скорости отрыва и длину дистанции разбега.

Ключевые слова: взлетно-посадочные характеристики, коэффициент формы крыла, скорость отрыва, длина разбега.

Ил. 4. Табл. 2. Библиогр.: 6 назв.

На злітно-посадочних режимах відбуваються зміни не тільки площі крила й кривизни профіля шляхом використання висувних закритків, але й форми крила в плані із-за збільшення його звуження, тобто коефіцієнта його форми. За умови цієї обставини досліджено вплив коефіцієнта форми крила в плані на величину швидкості відриву й на довжину розбігу літака при зльоті. Сформовано модель кількісного оцінювання такого впливу. У відносних величинах проведено кількісне оцінювання впливу коефіцієнта форми крила в плані при розбігу літака на величину швидкості відриву й довжину дистанції розбігу.

Ключові слова: злітно-посадочні характеристики, коефіцієнт форми крила, швидкість відриву, довжина розбігу.

Ил. 4. Табл. 2. Библиогр.: 6 назв

In takeoff and landing modes there are changes of the wing areas and airfoil curvature by using the extendable flaps, but also of the wing shape in the plan view due to increase of its taper ratio, i.e. its shape factor. In view of this circumstance influence of wing shape factor in plan on the value of liftoff speed and takeoff run length is investigated. The model of quantitative estimation of such influence is obtained. The quantitative estimation of influence of wing shape factor in plan in relative values is given during takeoff run on liftoff speed and takeoff run.

Keywords: runway characteristics, wing shape factor, liftoff speed, takeoff run length.

Fig. 1. Tabl. 2. Bibliogr.: 6 sources

УДК 629.735.33

Кривохатько І.С. Критерії подібності вихрових систем літальних апаратів схеми «тандем» / І.С. Кривохатько, В.В. Сухов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80). – Х., 2014. – С. 64 – 73.

Розглянуто сучасні методи розрахунку індуктивного опору літальних апаратів схеми «тандем». На основі вагових і візуальних експериментальних даних визначено характерний недолік існуючих теоретичних методів. Запропоновано новий підхід до визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем». Визначено критерії подібності вихрових систем схеми «тандем», що дозволяє зіставляти результати, одержані аналітичними, числовими та експериментальними методами навіть за відсутності повної геометричної подібності випробуваних літальних апаратів або їх моделей.

Ключові слова: схема «тандем», кінцеві вихори, критерії подібності, індуктивний опір.

Іл. 5. Табл. 1. Бібліогр.: 11 назв

Рассмотрены современные методы расчета индуктивного сопротивления летательных аппаратов схемы «тандем». На основании весовых и визуальных экспериментальных данных определен характерный недостаток существующих теоретических методов. Предложен новый подход к определению аэродинамических характеристик летательного аппарата схемы «тандем». Определены критерии подобия вихревых систем летательных аппаратов схемы «тандем», что позволяет сопоставлять результаты, полученные аналитическими, численными и экспериментальными методами даже при отсутствии полного геометрического подобия испытываемых летательных аппаратов или их моделей.

Ключевые слова: схема «тандем», концевые вихри, критерии подобия, индуктивное сопротивление.

Ил. 5. Табл. 1. Библиогр.: 11 назв.

The modern methods of tandem-wing aircrafts induced drag calculation were considered. Based on the weight and visual experimental data characteristic shortcoming of the existing theoretical methods was defined. New approach for this aircraft type aerodynamic characteristics estimation was proposed. The vortex system similarity parameters of tandem-wing aircraft were determinate. It allows comparing of the analytical, computational fluid dynamic and experimental results even without complete geometric similarity of tested aircrafts or its models.

Keywords: tandem-wing scheme, tip vortices, similarity parameters, induced drag.

Fig. 5. Tabl. 1. Bibliogr.: 11 sources

УДК 629.7.018.74

Бетин А.В. Определение потребного количества полетов свободнолетающих динамически подобных моделей самолетов и сроков проведения летных исследований / А.В. Бетин, Д.А. Бетин, А. Шакури // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80). – Х., 2014. – С. 74 – 82.

Рассмотрены два наиболее вероятных варианта проведения летных исследований на свободнолетающих динамически подобных моделях самолетов: существующее количество моделей начинает исследовательские полеты одновременно; модели вступают в летные исследования с постоянным интервалом времени. Для этих вариантов получены расчетные формулы для определения потребного количества полетов свободнолетающих моделей и сроков проведения летных исследований. В качестве примера приведены данные реализации штопорной программы свободнолетающих моделей самолета Су-27 и его модификаций при запуске с самолета-носителя Ту-16.

Ключевые слова: свободнолетающая динамически подобная модель самолета, потребное количество полетов, сроки проведения летных исследований.

Библиогр.: 9 назв.

Розглянуто два найбільш імовірні варіанти проведення льотних досліджень на вільнолітаючих динамічно подібних моделях літаків: існуюча кількість моделей починає дослідницькі польоти одночасно; моделі вступають у льотні дослідження з постійним інтервалом часу. Для цих варіантів отримано розрахункові формули для визначення потрібної кількості польотів вільнолітаючих моделей і термінів проведення льотних досліджень. Як приклад наведено дані реалізації штопорної програми вільнолітаючих моделей літака Су-27 та його модифікацій при запуску з літака-носія Ту-16.

Ключові слова: вільнолітаюча динамічно подібна модель літака, потрібна кількість польотів, терміни проведення льотних досліджень.

Бібліогр.: 9 назв

Two the most possible variants of flying researches carrying out on free-flying dynamically similarity models of airplanes are considered, i.e. the existent amount of models begins research flights simultaneously and models enter into flying researches with the constant interval of times. For these variants calculation formulas are got for determining the required amount of free-flying models flights and terms of carry-out of flying researches. This realization of free-flying models of airplane of Su-27 spin program and his modifications is as an example resulted at a start from an airplane-transmitter Tu-16 is shown.

Keywords: Free Flight dynamically similar model aircraft, the required amount of flight dates for flight research.

Bibliogr.: 9 sources

УДК 629.7.023

Кондратьев А.В. Методология информационной поддержки прогнозирования уровня физико-механических характеристик композитных заполнителей / А.В. Кондратьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80). – С. 83 – 96.

Предложен подход к получению величин приведенных физико-механических характеристик различных типов композитных заполнителей сэндвичевых конструкций авиационной и ракетно-космической техники, в основе которого лежит методология информационной поддержки, позволяющая выявить предельно возможный уровень их характеристик без проведения дорогостоящих натурных испытаний реальных опытных образцов. Приведены примеры практической реализации предложенной методологии применительно к сотовому, трубчатому, гофрированному и складчатому заполнителям. Полученные результаты направлены на упрощение проведения проектировочных и поверочных расчетов рассматриваемого класса конструкций.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, физико-механические характеристики, сэндвичевые конструкции, заполнитель, информационная поддержка, конечно-элементный анализ.

Ил. 8. Табл. 2. Библиогр.: 26 назв.

Запропоновано підхід до отримання величин зведених фізико-механічних характеристик різних типів композитних заповнювачів сендвічевих конструкцій авіаційної та ракетно-космічної техніки, в основі якого лежить методологія інформаційної підтримки, що дозволяє виявити гранично можливий рівень їх характеристик без проведення дорогих натурних випробувань реальних дослідних зразків. Наведено приклади практичної реалізації запропонованої методології стосовно до стільникового, трубчастого, гофрованого та складчастого заповнювачів. Отримані результати спрямовано на спрощення проведення проектувальних і перевірочних розрахунків класу конструкцій, що розглядається.

Ключові слова: полімерні композиційні матеріали, фізико-механічні характеристики, сендвічеві конструкції, заповнювач, інформаційна підтримка, скінченно-елементний аналіз.

Іл. 8. Табл. 2. Бібліогр.: 26 назв

Method of obtaining of reduced values of physical and mechanical characteristics of various composite sandwich structures of aeronautical and space-rocket engineering is offered. The method is based on the methodology of information support which allows identifying the maximum possible level of characteristics without expansive full-scale testing of real prototypes. Examples of practical implementation of the proposed methodology for honeycomb, tubular, corrugated and folded fillers are shown. The obtained results are aimed to simplify designing and checking-up calculations of considered class of structures.

Keywords: polymer composite materials, physical and mechanical characteristics, sandwich structure, filler, information support, finite element analysis.

Fig. 8. Table 2. Bibliogr.: 26 sources

УДК 532.526

Крашаница Ю.А. Метод граничных интегральных уравнений в начально-краевых задачах аэрогидродинамики / Ю.А. Крашаница, Yue Peng, Amir Hoshmandi, Ngo M. Tuan, F. A. Shalal // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80). – С. 97 – 112.

Приведены результаты вычислительного эксперимента в целях определения нелинейных аэродинамических характеристик широкого спектра плоских и пространственных несущих систем на основе решения консервативных начально-краевых задач механики сплошных сред методом граничных интегральных уравнений. Показаны аналитические интегральные представления решений поставленных задач на базе развитого аппарата обобщенного векторно-тензорного анализа. Численная реализация решений граничных интегральных уравнений достигнута апробированной алгоритмизацией вычислительного процесса также и с помощью аттестованных авторских программных продуктов.

Ключевые слова: начально-краевые задачи, метод граничных интегральных уравнений, несущие системы, аэродинамические характеристики, вычислительный эксперимент.

Ил. 16. Библиогр.: 27 назв.

Наведено результати обчислювального експерименту з метою визначення нелінійних аеродинамічних характеристик широкого спектра плоских і просторових несучих систем на основі розв'язання консервативних початково-крайових задач механіки суцільних середовищ методом граничних інтегральних рівнянь. Показано аналітичні інтегральні подання розв'язків поставлених задач на базі розвиненого апарату узагальненого векторно-тензорного аналізу. Числову реалізацію розв'язків граничних інтегральних рівнянь досягнуто апробованою алгоритмізацією обчислювального процесу також і за допомогою атестованих авторських програмних продуктів.

Ключові слова: початково-крайові задачі, метод граничних інтегральних рівнянь, несучі системи, аеродинамічні характеристики, обчислювальний експеримент.

Іл. 16. Бібліогр.: 27 назв

The results of computational experiments to determine the nonlinear aerodynamic characteristics of a wide range of planar and spatial carrier systems based on conservative solutions of boundary value problems of continuum mechanics method of boundary integral equations are shown. Analytical integral representations of solutions of the tasks on the basis of the developed apparatus of generalized vector and tensor analysis are considered. Numerical implementation of solutions of boundary integral equations proven algorithmization computing process and also with the help of certified software copyright is achieved.

Keywords: initial-boundary value problems, method of boundary integral equations, carrier systems, aerodynamic characteristics, computational experiment.

Fig. 16. Bibliogr.: 27 sources

УДК 624.078.4

Куреннов С.С. Напряженное состояние клеевого соединения пластин разной ширины. Аналитическое решение / С.С. Куреннов, Е.В. Танчик // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80).– С. 113 – 123.

Решена задача о напряженном состоянии клеевого соединения прямоугольных пластин разной ширины в упрощенной двумерной постановке. Напряжения полагаются равномерными по толщине элементов соединения. Для построения решения использована гипотеза о малости перемещений элементов несущих слоев в поперечном направлении. Решение имеет вид разложения в ряд по собственным функциям. Коэффициенты ряда находятся из условия ортогональности вектора невязки краевых условий векторам собственных функций. Решена модельная задача.

Ключевые слова: клеевое соединение, двумерная модель, модель Фолькерсена, разделение переменных.

Ил. 3. Библиогр.: 9 назв.

Розв'язано задачу про напружений стан клейового з'єднання прямокутних пластин різної ширини у спрощеній двовимірній постановці. Напруження вважаються рівномірними по товщині елементів з'єднання. Для побудови розв'язку використано гіпотезу про малі переміщення елементів шарів, що з'єднуються у поперечному до навантаження напрямку. Розв'язок має вигляд ряду за власними функціями. Коефіцієнти ряду знаходяться із умови ортогональності вектора відхилення крайових умов векторам власних функцій. Розв'язано модельну задачу.

Ключові слова: клейове з'єднання, двовимірна модель, модель Фолькерсена, розподіл змінних.

Іл. 3. Бібліогр.: 9 назв

Here is solved the adhesive joint stress state problem for the different widths rectangular plates in a simplified two-dimensional statement. The stress are assumed to be of uniform thickness by joining elements. To compose the solution here is used the small displacements hypothesis for the bearing layers elements in the crosswise direction. The solution has the form of a series expansion by the eigenfunctions. The series coefficients are obtained from the orthogonality condition for the boundary conditions residual vector and the eigenfunctions vectors. The sample problem is solved.

Keywords: adhesive bonding, two-dimensional model, the model Volkersen, separation of variables.

УДК 539.3

Соловьев А.И. Краевые задачи теории упругости для ортотропной полуплоскости, ослабленной эллиптическим отверстием / А.И. Соловьев // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80). – С. 124 – 132.

Предложен аналитический метод исследования краевых задач теории упругости для ортотропной полуплоскости с эллиптическим отверстием (разрезом). Он основан на использовании соотношений между базисными гармоническими функциями в декартовых и эллиптических системах координат и приводит к бесконечным системам линейных алгебраических уравнений второго рода с экспоненциально убывающими матричными коэффициентами.

Ключевые слова: ортотропная полуплоскость, гармоническая функция, координаты, бесконечная система.

Ил. 1. Библиогр.: 7 назв.

Запропоновано аналітичний метод дослідження основних крайових задач теорії пружності для ортотропної півплощини з еліптичним отвором (розрізом). Він ґрунтується на використанні співвідношень між базисними гармонічними функціями в декартових і еліптичних системах координат і приводить до нескінченних систем лінійних алгебраїчних рівнянь другого роду з експоненціально спадними матричними коефіцієнтами.

Ключові слова: ортотропна півплощина, гармонійна функція, координати, нескінченна система.

Іл. 1. Бібліогр.: 7 назв

Analytical method for analysis of principal boundary problems of elasticity theory for orthotropic semi-plane with elliptical opening (slot) is suggested. The method is based on application of relationships between basic harmonic functions in Cartesian and elliptical coordinate systems and leads to infinite systems of linear algebraic equations of the second type with exponential descending matrix coefficients.

Keywords: orthotropic semi-plane, harmonic function, coordinates, infinite system.

Fig. 1. Bibliogr.: 7 sources

УДК 629.735.33

Третьяков А.С. Амплитуда остаточной деформации при циклическом нагружении в условиях неоднородного поля напряжений. Сообщение 2. Усталостные испытания образцов из сплава Д16Т с концентратором напряжения в виде отверстия / А.С. Третьяков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80). – С. 133 – 144.

Представлен анализ остаточной деформации в вершине концентратора напряжений. Испытаны образцы из Д16Т с отверстием при регулярном и блочном нерегулярном деформировании. Кривые Коффина – Менсона, построенные по остаточным деформациям, измеренным в отверстиях и на гладких образцах, лежат в пределах различий, вызванных разбросами свойств разных партий Д16Т. Подтверждено, что действие редких больших уровней нагрузки в условиях нерегулярного нагружения и неоднородного напряженного состояния приводит к росту остаточных деформаций на ступенях по сравнению с регулярным нагружением.

Ключевые слова: усталость, кинетика остаточной деформации, энергетический критерий, долговечность, блочное нагружение.

Ил. 7. Библиогр.: 12 назв.

Подано аналіз залишкової деформації у вершині концентратора напружень. Досліджено зразки з Д16Т з отвором при регулярному та блочному нерегулярному деформуванні. Залежності Кофіна – Менсона, побудовані за залишковими деформаціями, вимірюваними в отворі та на гладких зразках, знаходяться у межах відмінностей, викликаних розбіжностями властивостей різних партій Д16Т. Підтверджено, що рідкі значні рівні навантаження в умовах нерегулярного навантаження та неоднорідного напруженого стану призводять до підвищення залишкових деформацій на ступенях порівняно з регулярним навантаженням.

Ключові слова: втома, кінетика залишкової деформації, енергетичний критерій, довговічність, блочне навантаження.

Іл. 7. Бібліогр.: 12 назв

The paper presents the analysis of residual strain amplitude kinetics at the notch tip. Hole specimens made of alloy Д16Т have been tested under regular and block programmed cyclic loading. The Coffin-Manson curves, plotted in terms of residual strain measured for hole and hourglass specimens, are within the difference caused by scattering of Д16Т properties from different batches. The presence of infrequent but significant levels of loading (overloads) under irregular loading and non-uniform stress state is confirmed to increase residual strain as compared with regular loading.

Keywords: fatigue, residual strain kinetics, energy criterion, durability, block programmed loading.

Fig. 7. Bibliogr.: 12 sources

УДК 519.87:316.458.6

Шевяков Ю.І. Математична модель визначення оптимальних кількості, плану розподілу й маршрутів руху виїзних метрологічних груп / Ю.І. Шевяков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (80). – С. 145 – 149.

Розглянуто математичну модель задачі визначення оптимальної кількості ВМГ для випадку оптимального розподілу й оптимальних маршрутів пересування ВМГ за умови обмежень на сумарні витрати на створення ВМГ для проведення метрологічного обслуговування, обмежень на обсяги метрологічного обслуговування й на директивний термін здійснення метрологічного обслуговування.

Ключові слова: метрологічне обслуговування, оптимальний план розподілу виїзних метрологічних груп, оптимальні маршрути руху.

Бібліогр.: 6 назв

Рассмотрена математическая модель задачи определения оптимального количества ВМГ для случая оптимального распределения и оптимальных маршрутов передвижения ВМГ в условиях ограничений на суммарные расходы на создание ВМГ для проведения метрологического обслуживания, ограничений на объёмы метрологического обслуживания и на директивный срок осуществления метрологического обслуживания.

Ключевые слова: метрологическое обслуживание, оптимальный план распределения выездных метрологических групп, оптимальные маршруты движения.

Библиогр.: 6 назв.

The mathematical model of the problem of determination the optimal number of MVG in the case of optimal allocation and optimal MVG travel routes within the constraints on the total cost of creating MVG for metrological service, restrictions on the volume of metrological services and guidance on the duration of the metrological service is considered.

Keywords: metrological service, optimal distribution plan of metrological visiting groups (MVG), optimal best routes.

Bibliogr.: 6 sources