

УДК 629.07.002

Читак В.Г. Способы реализации принципа опережающего запуска в серию опытных отечественных гражданских самолетов. Сообщение 1. О возможности сокращения сроков начала серийного производства нового гражданского самолета / В.Г. Читак // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(96).– Х., 2018. – С. 7 – 27.

Проведен общий анализ составляющих технологической подготовки серийного производства в условиях плановой экономики и его особенностей при переходе к рынку. Проанализированы возможности сокращения сроков начала серийного производства нового гражданского самолета, связанные с особенностями кредитования на начальные затраты. Обсуждаются известные зависимости определения потребной трудоемкости серийного производства ВС, а также располагаемой трудоемкости, обратное отношение которых устанавливает количество ВС, которое может быть произведено ежегодно с момента запуска в серию. Обоснован принцип опережающего запуска в серийное производство нового ВС до получения сертификата типа Разработчиком как один из эффективных путей сокращения сроков начала серийного производства и получения прибыли.

Ключевые слова: принцип опережающего запуска в серию, опытный гражданский самолет, технологическая подготовка производства, трудоемкость серийного производства.

Ил. 8. Табл. 1. Библиогр. 34 назв.

Проведено загальний аналіз складових технологічної підготовки серійного виробництва в умовах планової економіки і його особливостей при переході до ринку. Проаналізовано можливості скорочення термінів початку серійного виробництва нового цивільного літака, пов'язані з особливостями кредитування на початкові витрати. Обговорюються відомі залежності визначення потрібної трудомісткості серійного виробництва ВС, а також наявної трудомісткості, зворотне відношення яких встановлює кількість ПС, які можуть бути вироблені щорічно з моменту запуску в серію. Обґрунтовано принцип випереджаючого запуску в серійне виробництво нового ПС до отримання сертифіката типу Розробником як один з ефективних шляхів скорочення термінів початку серійного виробництва і отримання прибутку.

Ключові слова: принцип випереджаючого запуску в серію, дослідний цивільний літак, технологічна підготовка виробництва, трудомісткість серійного виробництва.

Іл. 8. Табл. 1. Бібліогр. 34 назви

A general analysis of the components of technological preparation of mass production in a planned economy and its features during the transition to the market has been carried out. Analyzed the possibility of reducing the

timing of the start of mass production of a new civilian aircraft, associated with the characteristics of lending for initial costs. The well-known dependencies of the definition of the required labor-intensiveness of serial production of an aircraft are discussed, as well as the available labor-intensiveness, the inverse of which determines the number of aircraft that can be produced annually from the moment of launch into the series. The principle of advanced launching into serial production of a new aircraft is substantiated before the developer has received a certificate of type as one of the effective ways to reduce the time it takes to start serial production and to gain profit.

Keywords: the principle of advanced launch in the series, an experienced civilian aircraft, technological preparation of production, the complexity of mass production.

Fig. 8. Table 1. Bibliogr. 34 sources.

УДК 629.07.002

Читак В.Г. Эффективность использования в серийном производстве агрегатного и сборочного оснащения опытного производства разработчика / В.Г. Читак // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(96).– Х., 2018. – С. 28 – 40.

Выявлены потенциальные возможности реализации и использования опытного оснащения Разработчика в серийном производстве ВС в совокупности позволяющие обеспечить опережающую по времени поставку одного или нескольких ВС Заказчику и получить доход от их продажи, существенно снижающий первоначальные затраты на развертывание серийного производства. Предложены технико-экономические математические модели анализа эффективности использования опытной оснастки Разработчика в серийном производстве, интегрирующие в себе ранее полученные отечественными и зарубежными авторами и организациями зависимости, позволяющие рассчитать расходы серийного завода на начальных этапах запуска в серию нового ВС при необходимости включения в технологическую подготовку производства изготовления полного комплекта серийного оснащения. Получены полная и приближенная аналитические зависимости для определения относительно увеличения программы выпуска серийных ВС при использовании опытной оснастки Разработчика ВС, Предложенный подход при дальнейшей его реализации в рамках специального исследования позволит получить исчерпывающую достоверную информацию об эффективности предложенного подхода использования в серийном производстве агрегатного и сборочного оснащения опытного производства Разработчика.

Ключевые слова: воздушное судно, опытная сборочная оснастка, серийное производство, эффективность.

Ил. 1. Библиогр. 15 назв.

Виявлено потенційні можливості реалізації і використання дослідного оснащення Розробника в серійному виробництві ПС, які в сукупності дозволяють забезпечити випереджальну за часом поставку одного або декількох ПС Замовника та отримати дохід від їх продажу, який істотно знижує початкові витрати на розгортання серійного виробництва. Запропоновано техніко-економічні математичні моделі аналізу ефективності використання дослідної оснащення Розробника в серійному виробництві, що інтегрують у собі раніше отримані вітчизняними і зарубіжними авторами і організаціями залежності, що дозволяють розрахувати витрати серійного заводу на початкових етапах запуску в серію нового ПС при необхідності включення в технологічну підготовку виробництва виготовлення повного комплексу серійного оснащення. Отримано повну і наближену аналітичні залежності для визначення відносного збільшення програми випуску серійних ПС при використанні дослідної оснащення Розробника ПС, які характеризують ефективність реалізації запропонованого принципу. Запропонований підхід при подальшій його реалізації в рамках спеціального дослідження дозволить отримати вичерпну достовірну інформацію про ефективність запропонованого підходу використання в серійному виробництві агрегатного та складального оснащення дослідного виробництва Розробника.

Ключові слова: повітряне судно, дослідне складальна оснащення, серійне виробництво, ефективність.

Іл. 1. Бібліогр. 15 назв

The potential possibilities of implementing and using the Developer's experimental equipment in serial production of aircraft in aggregate make it possible to ensure time-outs for one or several aircraft to the customer and receive income from their sales, which significantly reduces the initial costs of developing serial production. Technical and economic mathematical models are proposed for analyzing the efficiency of using the Developer's experimental equipment in mass production, integrating dependencies previously obtained by domestic and foreign authors and organizations, allowing to calculate the costs of a serial plant at the initial stages of launching a new aircraft. inclusion in the technological preparation of the manufacture of manufacturing a complete set of serial equipment. A complete and approximate analytical dependencies were obtained to determine the relative increase in the production program of serial aircraft using the experienced equipment of the Aircraft Developer. The proposed approach in its further implementation as part of a special study will provide comprehensive and reliable information on the effectiveness of the proposed approach to use in the mass production of aggregate and assembly equipment of the pilot production of the Developer.

Keywords: aircraft, pilot assembly equipment, mass production, efficiency.

Fig. 1. Bibliogr. 15 sources.

УДК 629.7.002: 624.016

Методологія розробки ефективних конструктивно-технологічних рішень композитних відсіків авіакосмічної техніки та їх з'єднувальних вузлів. Повідомлення 2 / В.Є. Гайдачук, А.В. Кондратьєв, М.А. Шевцова, І.І. Гончаров // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(96).– Х., 2018. – С. 41 – 55.

Изложены результаты второго этапа комплекса исследований, завершенных в 2018 году в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», связанных с научным обеспечением проектирования и производства конструкций авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов. Предложен комплексный подход к оптимальному проектированию композитных несущих отсеков авиакосмической техники и их соединительных узлов, отличительной чертой которого является возможность многофакторной оптимизации параметров агрегатов рассматриваемого класса при обеспечении регламентированной несущей способности при одновременном силовом и тепловом нагружении с учетом технологических, эксплуатационных, экономических и экологических ограничений, соответствующих существующему уровню их производства.

Ключевые слова: технология производства, полимерные композиционные материалы, авиационная и ракетно-космическая техника, оболочечные композитные агрегаты, соединительные узлы.

Ил. 6. Табл. 1. Библиогр.: 41 назв.

Викладено результати другого етапу комплексу досліджень, завершених у 2018 році в Національному аерокосмічному університеті ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», пов'язаних з науковим забезпеченням проектування та виробництва конструкцій авіакосмічної техніки з полімерних композиційних матеріалів. Розроблено комплексний підхід до оптимального проектування композитних несучих відсіків авіакосмічної техніки та їх з'єднувальних вузлів, відмінною рисою якого є можливість багатфакторної оптимізації параметрів агрегатів розглянутого класу при забезпеченні регламентованої несучої здатності при одночасному силовому і тепловому навантаженні з урахуванням технологічних, експлуатаційних, економічних та екологічних обмежень, що відповідають існуючому рівню їх виробництва.

Ключові слова: технологія виробництва, полімерні композиційні матеріали, авіаційна та ракетно-космічна техніка, оболонкові композитні агрегати, з'єднувальні вузли.

Іл. 6. Табл. 1. Бібліогр.: 41 назв

The results of the second stage of complex researches, completed in 2018 in the National aerospace university «KHAИ», related to the scientific providing of design and manufacturing of air-space structures from polymeric composite materials. A comprehensive approach to the optimal design of

composite carrier sections of aerospace equipment and their connecting nodes is proposed. A distinctive feature of the approach is the possibility of multifactor optimization of the parameters of the aggregates of the class under consideration. At the same time, a regulated bearing capacity is provided with simultaneous force and thermal loading, taking into account the technological, operational, economic and environmental constraints corresponding to the existing level of their production.

Keywords: manufacturing technology, polymer-based composites, aircrafts and spacecrafts, shell-type composite structures, attachment fittings.

Fig. 6. Table. 1. Bibliogr.: 41 sources

УДК 629.735.33:006.063

Донець О.Д. Особливості сертифікації регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158 / О.Д. Донець // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(96).– Х., 2018. – С. 56 – 69.

Наведено основні результати робіт, виконаних для забезпечення сертифікації сімейства регіональних пасажирських літаків Ан-148 та Ан-158. У результаті проведеного комплексу сертифікаційних робіт, які було виконано сумісно Державним підприємством «АНТОНОВ», Сертифікаційними центрами, призначеними Авіареєстром МАК, і Авіаційною владою України, встановлено та підтверджено відповідність літаків типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) з маршовими двигунами Д-436-148, допоміжною силовою установкою АИ-450-МС і їх експлуатаційною документацією вимогам Сертифікаційного базису СБ-148 у межах експлуатаційних обмежень, оговорених в експлуатаційній документації літака, що підтверджено 26 лютого 2007 року Сертифікатами Державіаадміністрації України № ТЛ 0036 та Авіареєстра Міждержавного Авіаційного Комітету № СТ264-Ан-148. За результатами проведених робіт встановлено, що типова конструкція літаків типу Ан-148-100 (моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е), для котрих встановлена відповідність вказаним вище вимогам, відображена в контрольному комплекті робочої конструкторської документації, визначеним головною специфікацією 148.00.0000.000.000, який відкоригований за результатами сертифікаційних робіт, перевірений, затверджений та зберігається згідно з порядком, встановленим АП/АПУ-21, на ДП «АНТОНОВ». Для модифікації літака «Літак Ан-158» зі збільшеною кількістю пасажирських місць до 99 пасажирів за результатами додаткових сертифікаційних робіт Державною авіаційною службою України та Авіареєстром МАК було схвалено вказану Головну зміну типової конструкції літака Ан-148-100 та 22 лютого 2011 р. Державною авіаційною службою України було видано нову редакцію Сертифіката типу ТЛ 0036 із внесенням у нього літака Ан-158 та видано Доповнення до Сертифіката типу Авіареєстра МАК № СТ264-АН-

148-100/Д05. Типова конструкція літака Ан-158, для якої встановлена відповідність застосованим вимогам СБ-148, відображена в контрольному комплекті робочої конструкторської документації, що визначена головною специфікацією 148.20.0000.000.000, який відкоригований за результатами додаткових сертифікаційних робіт, перевірених, затверджених і зберігається згідно з порядком, встановленим АП/АПУ-21, на ДП «АНТОНОВ». Для підвищення конкурентоспроможності та економічності літака типу Ан-148-100 в його типову конструкцію було внесено чотирнадцять Головних змін, що схвалені Авіаційною владою України та Авіареєстром МАК.

Ключові слова: регіональний пасажирський літак, сертифікат, сертифікація, льотна придатність, авіаційні правила, головна специфікація, головна зміна, модифікація літака.

Іл. 8. Бібліогр.: 4 назви

Приведены основные результаты работ, выполненных для обеспечения сертификации семейства региональных пассажирских самолетов Ан-148 и Ан-158. В результате проведенного комплекса сертификационных работ, которые были выполнены совместно Государственным предприятием «Антонов», Сертификационных центров, назначенным Авиарегистром МАК, и Авиационной властью Украины, установлено и подтверждено соответствие самолетов типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е) с маршевыми двигателями Д-436-148, вспомогательной силовой установкой АИ-450-МС и их эксплуатационной документацией требованиям Сертификационного базиса СБ-148 в пределах эксплуатационных ограничений, оговоренных в эксплуатационной документации самолета, что подтверждено 26 февраля 2007 Сертификатами Сертификатами Госавиадминистрации № ТЛ 0036 и Авиареєстра Межгосударственного Авиационного Комитета № СТ264-АН-148. По результатам проведенных работ установлено, что типичная конструкция самолетов типа Ан-148-100 (модели Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е), для которых установлено соответствие указанным выше требованиям, отраженная в контрольном комплекте рабочей конструкторской документации, определенным главной спецификации 148.00.0000.000.000, который откорректирован по результатам сертификационных работ, проверенный, утвержденный и сохраняемый в соответствии с порядком, установленным АП / АПУ-21 на ГП «Антонов». Для модификации самолета «Самолет Ан-158» с увеличенным количеством пассажирских мест до 99 пассажиров по результатам дополнительных сертификационных работ Государственной авиационной службой Украины и Авиареєстром МАК было принято указанное Главное изменение типовой конструкции самолета Ан-148-100 и 22 февраля 2011 Государственной авиационной службой Украины была выдана новая редакция Сертификата типа ТЛ 0036 с внесением в нее самолета Ан-158 и выдано Дополнение к Сертификату типа Авиареєстра МАК № СТ264-АН-148-

100 / Д05. Типичная конструкция самолета Ан-158, для которой установлено соответствие примененным требованиям СБ-148, отраженная в контрольном комплекте рабочей конструкторской документации, определенной главной спецификации 148.20.0000.000.000, которая откорректирована по результатам дополнительных сертификационных работ, проверенная, утвержденная и сохраняемая в соответствии с порядком, установленным АП / АПУ-21 на ГП «Антонов». Для повышения конкурентоспособности и экономичности самолета типа Ан-148-100 в его типичную конструкцию были внесены четырнадцать Главных изменений, одобренных авиационными властями Украины и Авиарегистром МАК.

Ключевые слова: региональный пассажирский самолет, сертификат, сертификация, летная годность, авиационные правила, главная спецификация, главное изменение, модификация самолета.

Ил. 8. Библиогр.: 4 назв.

The main results of the work performed to ensure certification of the An-148 and An-158 regional passenger aircraft family are given. As a result of a set of certification works that were carried out jointly by the ANTONOV State Company, Certification Centers designated by the IAC Aviation Register, and the Aviation Authorities of Ukraine, compliance of the An-148-100 type aircraft (An-148-100A, An-148-100V, An-148-100E) with main engines D-436-148, auxiliary power unit AI-450-MS and their operational documentation to the requirements of the Certification Basis SB-148 within the limits of operating limitations specified in the aircraft operational documentation, which was confirmed on February 26, 2007 by the Certificates of the State Aviation Administration of Ukraine No. ТЛ 0036 and the Interstate Aviation Committee Air Register No. СТ264-An-148. According to the results of the work carried out, it was established that the typical design of the An-148-100 type aircraft (models An-148-100A, An-148-100B, An-148-100E), for which compliance with the above requirements was established, reflected in the design documentation control kit defined by the main specification 148.00.0000.000.000, which is adjusted according to the results of certification works, is verified, approved and maintained in accordance with the procedure established by AP/APU-21 at ANTONOV SC. To implement the modification of the An-158 airplane with increased number of passenger seats up to 99 according to the results of additional certification work, the State Aviation Service of Ukraine and the Aviation Register of the Aviation Committee have adopted the Main Change of the type design of the An-148-100 aircraft and the State Aviation Service of Ukraine have issued on February 22, 2011 a new edition of the Type Certificate TL 0036 with the introduction of the An-158 aircraft and an Addendum to the IAC Aviation Register Type Certificate No. ST264-AN-148-100/D05 was issued. The typical design of the An-158 aircraft, for which compliance with the applicable requirements of the SB-148 is established, is reflected in the control kit of working design documentation defined by the Main Specification No. 148.20.0000.000.000, which was adjusted according

to the results of additional certification works, verified, approved and maintained in accordance with the procedure established by AP/APU-21 at ANTONOV SC.

To improve the competitiveness and efficiency of the An-148-100 type aircraft, fourteen Main Changes were made to its standard design, approved by the Aviation Authorities of Ukraine and the IAC Aviation Register.

Keywords: regional passenger aircraft, certificate, certification, airworthiness, Aviation Regulations, main specification, Main Change, modification of the aircraft.

Fig. 8. Bibliogr.: 4 sources

УДК 532.525.2.011.5

Спесивцев В. В. Совершенствование методики расчета параметров первой бочки сверхзвуковой струи / В. В. Спесивцев, Дж. Э. Пеньяеррера Вега // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(96).– Х., 2018. – С. 70 – 81.

В процессе проектирования струйных аппаратов различного назначения, например, высотных стендов для испытаний ракетных двигателей, а также в случаях применения сверхзвуковых высокотемпературных струй в современных технологиях возникает необходимость в вычислении действительных параметров газа в начальном участке струи. Цель работы – совершенствование методики расчета параметров газа в струе за соплом. На основе проведённых расчётов размеров поперечных сечений сверхзвуковой струи по уравнениям одномерной теории сверхзвукового участка установлено влияние состава газа на размеры струи в поперечном направлении. Экспериментальные исследования проводились на соплах критического перепада путём продувки их воздухом. Продувались сопла с диаметрами критического сечения: 8,15 мм; 12,30 мм; 15,10 мм; 18 мм и 25 мм. Проведены экспериментальные исследования параметров ударно-волновой структуры струи. Для измерения геометрических параметров струи использовали теневой метод. Обработку теневых фотографий проводили с использованием компьютерного приложения «Компас 17». Исследования показали на совпадение результатов расчетов и эксперимента только при значениях коэффициента степени нерасчётности истечения, соответствующих второму критическому режиму. С увеличением отклонения от указанного режима рассогласование результатов расчетов и эксперимента возрастает. Отклонение объясняется влиянием вязкости и инерционности газов. Разработана поправка к расчету по уравнениям газовой динамики, которая учитывает турбулентность. Погрешность результатов расчетов максимального диаметра струи от эксперимента с учетом поправки на турбулентность составила с вероятностью 0,95 (0,98...1,8)%. Кроме того, экспериментально доказан момент зарождения диска Маха в струе, установлено

место устойчивого положения диска Маха в бочке. Разработана инженерная методика расчета геометрических и газодинамических параметров струи за соплом, базирующаяся на теории сверхзвукового участка с поправкой на турбулентность.

Ключевые слова: сверхзвуковая струя, ударно-волновая структура, параметры газа в струе, методы расчета.

Ил. 11. Табл. 1. Библиогр.: 5 назв.

У процесі проектування струменевих апаратів різного призначення, наприклад, висотних стендів для випробувань ракетних двигунів, а також у випадках застосування надзвукових високотемпературних струменів в сучасних технологіях виникає необхідність в обчисленні дійсних параметрів газу в початковій ділянці струменя. Мета роботи - вдосконалення методики розрахунку параметрів газу в струмені за соплом. На основі проведених розрахунків розмірів поперечних перерізів надзвукового струменя по рівняннях одновимірної теорії надзвукової ділянки встановлено вплив складу газу на розміри струменя в поперечному напрямку. Експериментальні дослідження проводилися на соплах критичного перепаду шляхом продувки їх повітрям. Продувалися сопла з діаметрами критичного перерізу: 8,15 мм; 12,30 мм; 15,30 мм; 18 мм і 25 мм. Проведені експериментальні дослідження параметрів ударно-хвильової структури струменя. Для вимірювання геометричних параметрів струменя використовували тіньовий метод. Обробку тіньових фотографій проводили з використанням комп'ютерного додатку «Компас 17». Дослідження показали на збіг результатів розрахунків і експерименту тільки при значеннях коефіцієнта ступеня нерозрахованості течії, відповідних другому критичному режиму. Зі збільшенням відхилення від зазначеного режиму незгодженість результатів розрахунків і експерименту зростає. Відхилення пояснюється впливом в'язкості і інерційності газів. Розроблена поправка до розрахунку за рівняннями газової динаміки, яка враховує турбулентність. Похибка результатів розрахунків максимального діаметра струменя від експерименту з урахуванням поправки на турбулентність склала з імовірністю 0,95 (0,98...1,8)%. Крім того, експериментально доведено момент зародження диска Маха в струмені, встановлено місце стійкого положення диска Маха в бочці. Розроблено інженерну методику розрахунку геометричних і газодинамічних параметрів струменя за соплом, що базується на теорії надзвукової ділянки з поправкою на турбулентність.

Ключові слова: надзвуковий струмень, ударно-хвильова структура, параметри газу у струмені, методи розрахунку.

Ил. 11. Табл. 1. Библиогр.: 5 назви.

In the design of converging nozzle, for example, for applications in altitude test facilities for rocket engines, as well as the use of supersonic high-temperature jets in modern technologies, it becomes necessary to calculate the real gas parameters in the initial part of the jet. Purpose of the work – to improve the method of calculation to define the parameters of gas at super-

sonic flow section. Based on the equations of the one-dimensional theory of the supersonic segment, the dimensions of the cross sections of the supersonic jet and the influence of the gas composition on the jet dimensions in the transversal section is established. Experimental studies were conducted by blowing air, on the converging nozzle where the pressure drop reaches a critical pressure value. The critical section diameter of the used nozzles was: 8,15 mm; 12,30 mm; 15,10 mm; 18 mm and 25 mm. It has taken place experimental studies of the parameters of the jet's shock-wave structure. To measure the geometric parameters of the jet the shadowgraph technique was used. The photographs obtained were processed using the CAD system «Компас 17». The studies have shown that the calculated and experimental results coincide only with the values of over expanded ratio which corresponding to the second critical mode. With an increase in the deviation from the specified mode, the mismatch between the calculated results and the experiment increases. The deviation is due to the influence of viscosity and inertia of gases. A correction coefficient was developed to the calculation of the equation of gas dynamics, taking into account the turbulence effect. The error range of the calculated results from the tested jet, with the maximum diameter, taking into account the correction for turbulence, has a probability of 0.95 (0.98 ... 1.8) %. In addition, the time of the formation of the Mach disk in the jet was experimentally proved, and the position of the stable position of the Mach disk in the barrel was established. An engineering procedure has been developed to calculate the geometric and gas-dynamic parameters of the converging nozzle, based on the theory of supersonic segment, taking account the correction coefficient by turbulence effect.

Keywords: supersonic jet, shock-wave structure, gas parameters in a jet, calculation methods.

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

УДК 629.735.33

Лось А.В. Формирование геометрии системы несущих поверхностей «крыло + агрегаты хвостового оперения» с учетом коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла / А.В. Лось // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(96).– Х., 2018. – С. 82 – 88.

Систему несущих (в аэродинамическом смысле) поверхностей представляют крыло и агрегаты хвостового оперения: стабилизатор и киль. Эта система определяется такими основными параметрами как площадь и геометрия крыла, площади горизонтального (S_{z0}) и вертикального (S_{e0}) оперений, а также их плечами относительно центра масс (L_{z0} и L_{e0}). Эффективность этой системы зависит не только от соотношения этих параметров, но и в значительной мере от компоновки крыла и его геометрических параметров по виду в плане. Предложены

модели уточненного определения на этапе предварительного проектирования основных параметров горизонтального и вертикального оперений с учетом коэффициента эллиптичности составного трапециевидного крыла ($K_{n,\varepsilon}^{\mathfrak{a}}$), образованного несколькими трапециями по виду в плане (n), с использованием геометрической крутки их местных хорд ($\bar{\varepsilon}_i(z_i)$) по размаху крыла. На основе таких моделей получены выражения для определения минимальной величины площади хвостовых оперений ($S_{xв.о min} = S_{zо} + S_{во}$) и их плеч по критерию минимума индуктивного сопротивления. С учетом этих зависимостей проведена сравнительная оценка влияния на параметры хвостового оперения не только различных форм крыла, но и отдельных его параметров, играющих важную роль при оптимизации самолета на ранних стадиях проектирования и влияющих на прочностные, весовые аэродинамические характеристики, на объемы крыльевых топливных баков, размещение систем, агрегатов по крылу, определения компоновки механизации, поверхностей управления, размещения силовых установок и др. Такой подход использован и при оценке влияния коэффициента эллиптичности трапециевидного крыла ($K_{n,\varepsilon}^{\mathfrak{a}}$) на изменение условий статической балансировки самолета, в которое вошли не только уточненные значения $S_{zо}$, $S_{во}$, $L_{zо}$ и $L_{во}$, но и через параметр $K_{n,\varepsilon}^{\mathfrak{a}}$ модифицируемые параметры составного трапециевидного крыла ($n, \eta_i, \eta_c, \bar{z}_{Hi}, \bar{\varepsilon}_i(z_i)$). Учет влияния отмеченных выше геометрических параметров системы «крыло + оперение» на величину $\bar{m}_z^{C_y}$ позволил количественно минимизировать их влияние на величину неизбежных потерь на балансировку. Полученные модели являются основой для реализации проектно-конструкторских решений на выбор параметров хвостового оперения с учетом изменений геометрических параметров крыла самолета.

Ключевые слова: трапециевидное крыло, коэффициент эллиптичности, параметры хвостового оперения, потери на балансировку.

Ил. 4. Библиогр.: 4 назв.

Систему несучих (в аеродинамічному сенсі) поверхонь представляють крило і агрегати хвостового оперення: стабілізатор і кіль. Ця система визначається такими основними параметрами як площа і геометрія крила, площі горизонтального ($S_{zо}$) і вертикального ($S_{во}$) оперень, а також їх плечима відносно центру мас ($L_{zо}$ і $L_{во}$). Ефективність цієї системи залежить не тільки від співвідношення цих параметрів, а й значною мірою від компоунання крила і його геометричних параметрів по виду в плані.

Запропоновано моделі уточненого визначення на етапі попереднього проектування основних параметрів горизонтального і вертикального оперень з урахуванням коефіцієнта еліптичності складеного трапецієподібного крила ($K_{n,\varepsilon}^{\mathfrak{a}}$), утвореного декількома трапеціями по виду в пла-

ні (n), з використанням геометричної крутки їх місцевих хорд ($\bar{\varepsilon}_i(z_j)$) за розмахом крила. На основі таких моделей отримані вирази для визначення мінімальної величини площі хвостових оперень ($S_{xв.о\ min} = S_{zо} + S_{\varepsilonо}$) і їх плечей за критерієм мінімуму індуктивного опору. З урахуванням цих залежностей проведена порівняльна оцінка впливу на параметри хвостового оперення не тільки різних форм крила, але і окремих його параметрів, що грають важливу роль при оптимізації літака на ранніх стадіях проектування і впливають на міцність, вагові аеродинамічні характеристики, на обсяги крильєвих паливних баків, розміщення систем, агрегатів по крилу, визначення компоновки механізації, поверхонь управління, розміщення силових установок і ін. Такий підхід використаний і при оцінці впливу коефіцієнта еліптичності трапецієподібного крила ($K_{n,\varepsilon}^e$) на зміну умов статичного балансування літака, до якого увійшли не тільки уточнення значення $S_{zо}$, $S_{\varepsilonо}$, $L_{zо}$ і $L_{\varepsilonо}$, а й через параметр $K_{n,\varepsilon}^e$, параметри складеного трапецієподібного крила ($n, \eta_i, \eta_c, \bar{z}_{ni}, \bar{\varepsilon}_i(z_j)$).

Облік впливу зазначених вище геометричних параметрів системи «крило + оперення» на величину $\bar{m}_z^{C_y}$ дозволив кількісно мінімізувати їх вплив на величину неминучих втрат на балансування.

Отримані моделі є основою для реалізації проектно-конструкторських рішень на вибір параметрів хвостового оперення з урахуванням змін геометричних параметрів крила літака.

Ключові слова: трапецієвидне крило, коефіцієнт еліптичності, параметри хвостового оперення, втрати на балансування.

Іл. 4. Бібліогр.: 4 назв

The system of carrier (in the aerodynamic sense) surfaces are wing and tail assembly units: stabilizer and keel. This system is determined by such basic parameters as the area and geometry of the wing, the area of the horizontal (S_{ht}) and vertical (S_{vt}) tail, and their shoulders relative to the center of mass (L_{ht} , L_{vt}). The effectiveness of this system depends not only on the ratio of these parameters, but also to a large extent on the wing layout and its geometrical parameters in appearance in the plan. Models of the refined definition are proposed at the preliminary design stage of the main parameters of the horizontal and vertical tail units taking into account the ellipticity coefficient of the composite trapezoid wing ($K_{n,\varepsilon}^e$) formed by several trapeziums in plan view (n) using the geometric twist of their local chords ($\bar{\varepsilon}_i(z_j)$) along the wing span. On the basis of such models, expressions are obtained for determining the minimum value of the area of tail feathers ($S_{t\ min} = S_{ht} + S_{vt}$) and their shoulders by the criterion of minimum inductive resistance. Taking into account these dependencies, a comparative assessment has been made of the influence on the tail tail parameters not only of different wing shapes, but also of its individual parameters, which play an important role in optimizing

the aircraft at the early design stages and affecting the strength, weight aerodynamic characteristics, the wing volume of fuel tanks, placement systems, units for the wing, the definition of the layout of mechanization, control surfaces, placement of power plants, etc. This approach was also used in assessing the effect of the trapezoid wing ellipticity coefficient (ϵ) on changing the static balancing conditions of an aircraft, which included not only the updated values of S_{ht} , S_{vt} , L_{ht} and L_{vt} , but also through the parameter modifiable parameters of the composite trapezoidal wing ($n, \eta_i, \eta_c, \bar{z}_{Hi}, \bar{\epsilon}_i(z_i)$). Taking into account the influence of the above-mentioned geometric parameters of the “wing + tail” system on the value $\bar{m}_z^{C_y}$ allowed to quantitatively minimize their influence on the value of unavoidable balancing losses. The resulting models are the basis for the implementation of design decisions on the choice of tail parameters taking into account changes in the geometric parameters of the aircraft wing.

Keywords: trapezoidal wing, ellipticity coefficient, tail feathering parameters, balancing losses.

Fig. 4. Bibliogr.: 4 sources.

UDC 629.7.036.54

Tsaritsynskiy A. Development of gimbal for low-thrust liquid propellant rocket engine / A. Tsaritsynskiy, T. Ahmadi, T. Nabokina // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(96).– Х., 2018. – С. 89 – 100.

A brief analysis of existing gimbal suspension structures for liquid propellant rocket engine is carried out. Design of gimbal suspension of spacecraft's accelerating unit is proposed. Standard structural members are selected for given load conditions; other members are constructed taking into account minimization requirements of total mass of unit. Finite element simulation for several load cases is conducted for main elements of gimbal to verify the design that has to meet strength and stiffness requirements.

Keywords: liquid propellant rocket engine, gimbal, structural design, finite element analysis.

Fig. 19. Tabl. 3. Bibliogr.: 5 sources

Проведено стислий аналіз існуючих варіантів конструкцій карданного підвіса ракетного двигуна на рідкому паливі. Запропоновано конструкцію карданного підвіса розгінного блоку космічного апарата. Для заданих умов навантаження вибрано стандартні конструктивні елементи; інші елементи сконструйовано з урахуванням міркувань по зниженню загальної маси вузла. Для основних елементів карданного підвіса проведено скінченно-елементний розрахунок для підтвердження відповідності конструкції вимогам міцності та жорсткості.

Ключові слова: ракетний двигун на рідкому паливі, карданний підвіс, розроблення конструкції, скінченно-елементний аналіз.

Ил. 19. Табл. 3. Бібліогр.: 5 назв

Проведен краткий анализ существующих вариантов конструкций карданного подвеса ракетного двигателя на жидком топливе. Предложена конструкция карданного подвеса разгонного блока космического аппарата. Для заданных условий нагрузки выбраны стандартные конструктивные элементы; другие элементы сконструированы с учетом соображений по снижению общей массы узла. Для основных элементов карданного подвеса проведен конечно-элементный расчет для подтверждения соответствия конструкции требованиям прочности и жесткости.

Ключевые слова: ракетный двигатель на жидком топливе, карданый подвес, разработка конструкции, конечно-элементный анализ.

Ил. 19. Табл. 3. Библиогр.: 5 назв.

УДК 629.7.002: 658.5

Коцюба А.А. Инженерное прогнозирование и научное обеспечение эффективного объема внедрения полимерных композиционных материалов в отечественных гражданских самолетах / А.А. Коцюба // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(96).– Х., 2018. – С. 101 – 121.

Предложен и реализован подход к установлению предельно технически возможного объема применения ПКМ в ВС ТК, основанный на синтезе мировых статистических данных о динамике его роста с принятого за условный отсчет 1965 года, формирующей интерполяционную область, используемую для синтеза аналитических функций, и выбирающий критерии высокой достоверности аппроксимации в интерполяционной области и содержащую точку, соответствующую предельно возможного относительного объема применения ПКМ в ВС ТК, обеспечивающих их высокую конкурентоспособность на мировом рынке продаж и услуг путем реализации концепции эффективного объема применения ПКМ в конструкциях агрегатов планера самолета.

Ключевые слова: отечественные гражданские самолеты, агрегаты из полимерных композиционных материалов, эффективный объем внедрения, методология инженерного прогнозирования.

Ил. 8. Табл. 2. Библиогр. 21 назв.

Запропоновано і реалізовано підхід до встановлення гранично технічно можливого обсягу застосування ПКМ в ПС ТК, заснований на синтезі світових статистических даних про динаміку його зростання з прийнятого за умовний відлік 1965 року, яка формує інтерполяційну область, використовувану для синтезу аналітичних функцій, і вибирає критерії високої достовірності апроксимації в інтерполяційній області і містить точку, відповідну гранично можливого відносного обсягу застосування ПКМ

в ПС ТК, що забезпечують їх високу конкурентоспроможність на світовому ринку продажів і послуг шляхом реалізації концепції ефективного обсягу застосування ПКМ в конструкціях агрегатів планера літака.

Ключові слова: вітчизняні цивільні літаки, агрегати з полімерних композиційних матеріалів, ефективний обсяг впровадження, методологія інженерного прогнозування.

Іл. 8. Табл. 2. Бібліогр. 21 назв

The approach to the establishment of the extremely technically possible volume of the use of PCM in the TC of the TC, based on the synthesis of world statistic data on the dynamics of its growth from a conventional count-down of 1965, which forms an interpolation region used for the synthesis of analytic functions, is proposed and implemented, and chooses the criteria for the high accuracy of approximation in the interpolation region and contains a point corresponding to the maximum possible relative volume of the use of PCM in the TC of TC, which ensures their high competitiveness. ь on the world market of sales and services through the implementation of the concept of effective use of PCM in the designs of aircraft airplane aggregates.

Keywords: domestic civil aircraft, aggregates from polymer composite materials, effective volume of implementation, methodology of engineering forecasting.

Fig. 8. Table 2. Bibliogr. 21 sources.

УДК 629.7.002

Нечипоренко О.Ю. Исследование спеченных втулок из материала БФГ-50М в составе карданов, работающих без возобновления смазки / О.Ю. Нечипоренко, И.М. Ромашко, А.С. Бычков // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(96).– Х., 2018. – С. 122 – 129.

Проведены исследования спеченных втулок из материала БФГ-50М в составе карданов, работающих без возобновления смазки, широко используемых в карданах систем управления механизации крыла самолетов ГП «АНТОНОВ». Описана технология изготовления втулок, металлографические исследования спеченных заготовок втулок из материала БФГ-50М. Приведены результаты испытания втулок в составе кардана, включающие испытания на влагостойкость и износоустойчивость. Установлено соответствие их требованиям эксплуатации по качеству спекания бронзового слоя и заполнения пор фторопластовой композиции. В результате испытаний на знакопеременные нагрузки кардан выдержал без разрушения более 10^5 циклов нагружения, что позволяет в значительной степени решить проблему импортозамещения втулок из материала МФЛ.

Ключевые слова: спеченные втулки из материала БФГ-50М, технология изготовления, испытания, заданный ресурс, импортозамещение.

Ил. 8. Библиогр.: 3 назв.

Проведено дослідження спечених втулок з матеріалу БФГ-50М у складі карданів, що працюють без оновлення мастила, які широко використовуються в карданах систем керування механізації крила літаків ДП «АНТОНОВ». Описано технологію виготовлення втулок, металографічні дослідження спечених заготовок втулок з матеріалу БФГ-50М. Наведені результати випробування втулок у складі кардану, які включають випробування на вологостійкість та зносостійкість. Встановлено відповідність їх вимогам експлуатації з якості спікання бронзового шару і заповнення пор фторопластової композиції. В результаті випробувань на знакозмінні навантаження кардан витримав без руйнування більш ніж 10^5 циклів навантаження, що дозволяє в значній мірі вирішити проблему імпортозаміщення втулок з матеріалу МФЛ.

Ключові слова: спечені втулки з матеріалу БФГ-50М, технологія виготовлення, випробування, заданий ресурс, імпортозаміщення.

Ил. 8. Библиогр.: 3 назви

The sintered bushings made of the BFG-50M material as part of the universal joints were studied. These cardans are working without renewing lubrication. They are widely used in cardan systems for controlling the mechanization of the wing of aircraft of the ANTONOV. The technology of manufacturing bushings, metallographic studies of sintered blanks of bushings from material BFG-50M are described. The results of the test of the bushings as a part of the cardan are presented, including tests for moisture resistance and wear resistance. The compliance with their operational requirements for the quality of sintering of the bronze layer and the filling of pores of the fluoroplastic composition is established. As a result of tests for alternating loads, the cardan withstood without breaking more than 10^5 loading cycles, which can significantly solve the problem of import substitution of bushings made of MPL material.

Keywords: sintered bushings made of BFG-50M material, manufacturing technology, testing, predetermined resource, import substitution.

Fig. 8. Bibliogr. 3 sources

УДК 629.7.002

Андреев А.В. Экспериментальное исследование свойств углепластиков с добавками ВУК Additives & Instruments / А.В. Андреев, И.А. Ковалева, С.М. Гайдукова, Т.А. Сергеева // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4(96).– Х., 2018. – С. 130 – 140.

Приведены результаты экспериментальных исследований двух видов углепластиков, изготовленных на основе углеленты УОЛ-300-1А, пропитанной эпоксидным связующим горячего отверждения ЭДТ-69Н с

введением добавки ВУК-Р9920 и углепластика, изготовленного из углеленты УОЛ-300-1А, пропитанной связующим холодного отверждения CHS-EPOXY 619 с отвердителем Telalit 0600 с введением добавки ВУК А 535. Исследовано влияние добавок на улучшение смачивания углеродных волокон связующим и предотвращение пористости в отформованном углепластике, а также оценены физико-механические характеристики. Приведена технология изготовления образцов и их испытаний. Обсуждаются результаты исследований.

Ключевые слова: углепластики с добавками ВУК Additives & Instruments, испытания, физико-механические свойства.

Ил. 1. Табл. 4. Библиогр.: 6 назв.

Наведено результати експериментальних досліджень двох видів вуглепластиків, виготовлених на основі вуглестрічки УОЛ-300-1А, просоченої епоксидним зв'язуючим ЕДТ-69Н з введенням добавки ВУК-Р9920 і вуглепластика, виготовленого з вуглестрічки УОЛ-300-1А, просоченої зв'язуючим холодного твердіння CHS-EPOXY 619 із затверджувачем Telalit 0600 з введенням добавки ВУК А 535. Досліджено вплив добавок на поліпшення змочування вуглецевих волокон зв'язуючим і попередження пористості у відформованому вуглепластику, а також оцінені фізико-математичні властивості. Наведено технологію виготовлення зразків та їх випробувань. Обговорюються результати досліджень.

Ключові слова: вуглепластики з добавками ВУК Additives & Instruments, випробування, фізико-механічні властивості.

Ил. 1. Табл.. 4. Библиогр.: 6 назв.

The results of experimental studies of two types of carbon plastics made on the basis of the UOL-300-1A carbon tape impregnated with EDT-69N hot-cured epoxy binder with the addition of ВУК-Р9920 additive and carbon fiber made from the UOL-300-1A carbon black impregnated with the CHS- cold cured binder are presented. EPOXY 619 with Telalit 0600 hardener with the addition of ВУК А 535 additive. The effect of additives on improving the wetting of carbon fibers with a binder and preventing porosity in the molded carbon fiber reinforced plastic was studied, and physicomachanical other characteristics. The technology of manufacturing samples and their testing is given. Research results are discussed.

Keywords: carbon plastics with additives ВУК Additives & Instruments, tests, physical and mechanical properties.