

## АННОТАЦІИ

УДК 621.74 : 681.3

*Жеманюк П.Д., Липський Е.Р., Мозговой В.Ф., Балущок К.Б., Качан А.О.* **Автоматизована підготовка виробництва на основі замкнутого циклу управління якістю лопаток турбін ГТД** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 7 – 12.

В статті розглянуто підхід до управління якістю лопаток ГТД, який засновано на методі аналітичних еталонів та реалізовано на стадіях технологічної підготовки виробництва як серійних, так і дослідних авіадвигунів.

Іл. 8. Бібліогр.: 2 назви.

УДК 519.252

*Жуков А.О., Мальцева Ю.Ю.* **Аналіз і вдосконалення технологічного процесу виготовлення тонкостінних протяжних відливів з жароміцних сплавів для ГТУ** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 13 – 16.

Розглянутий спосіб отримання великогабаритних протяжних відливів типу «лопатка» методом направленої твердіння з використанням прямого електронагріву металу у формі, ливарні. Приведена математична модель твердіння відливання з урахуванням внутрішніх джерел теплоти від дії електричного струму.

Бібліогр.: 3 назви.

УДК 669.245 : 544.6.018.45

*Поклад В.О., Оспеннікова О.Г., Орлов М.Р.* **Відновний ремонт монокристалевих робочих лопаток турбіни високого тиску із сплаву ЖС32-ВІ** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 17 – 21.

Розглянуті основні процеси деградації тонкої структури монокристалевого жароміцного сплаву ЖС32-ВІ у складі робочих лопаток турбіни високого тиску авіаційних газотурбінних двигунів, ерозії жаростійких захисних покриттів і окислення внутрішніх поверхонь охолоджуваних каналів. Досліджені і запропоновані способи відновлення тонкої структури жароміцного сплаву, видалення продуктів високотемпературного окислення внутрішніх поверхонь охолоджуваних каналів і проточної поверхні для подальшого нанесення жаростійкого захисного покриття.

Табл. 1. Іл. 3. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 539.4

*Лепешкін О.Р., Лепешкін С.О.* **Методика багатofакторного моделювання режимів нагріву і охолодження і нестационарного термонапруженого стану деталей з урахуванням залишкових напружень при високоінтенсивному поверхневому гарті струмами високої частоти** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 22 – 27.

UDC 621.74 : 681.3

*Zhemanjuk P., Lipsky E., Mozgovoy V., Balushok K., Kachan A.* **Computer-aided preparation of manufacturing, based on the quality control of gas-turbine engine vans confined cycle** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 7 – 12.

A new approach to the quality control of gas-turbine engine vans, based on the methods of analytic standards, realized on the stage of process and methods preparation as well as serial or experimental manufacturing of aircraft engines is looked in this assay.

Fig. 8. Ref.: 2 items.

UDC 519.252

*Zhukov A., Maltzeva Yu.* **Manufacture of thin-walled pulled castings of high-temperature alloys for gas-turbine units; manufacturing process analysis and development** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 13 – 16.

The way of manufacture of large-sized pulled blade type castings by means of directed solidification using direct electric heat of metal in the mold was considered. Mathematical model of casting solidification with regard to internal heat sources due to electric current effect is given.

Ref.: 3 items.

UDC 669.245 : 544.6.018.45

*Poklad V., Ospennikova O., Orlov M.* **Restoration repair of single-crystal rotor blades of high pressure turbine made of superalloy ЖС32-ВІ** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 17 – 21.

The basic processes of degradation of thin structure of the single-crystal superalloy ЖС32-ВІ in rotor blades of high pressure turbine of aviation gas-turbine engines, erosion of the heat-resistant sheeting and oxidation of internal surfaces of the air-cooled channels are considered. The methods of renewal of thin structure of single-crystal superalloy, delete of products of high temperature oxidation from internal surfaces of the air-cooled channels and profile surfaces of rotor blades for the following coat of the heat-resistant sheeting are explored and offered.

Tabl. 1. Fig. 3. Ref.: 4 items.

UDC 539.4

*Lepeshkin A., Lepeshkin S.* **A method of multifactorial modelling of regimes heating and cooling and non-stationary thermostress state of details into account residual stresses at high intensive superficial hardening by currents of the high frequency** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 22 – 27.

Розроблена методика багатофакторного моделювання режимів нагріву і охолодження і нестационарного термонапруженого стану деталей при високоінтенсивному поверхневому індукційному гарті і модифікований комплекс програм розрахунку. Проведені дослідження режимів високоінтенсивного гарту деталей струмами високої частоти при питомих потужностях нагріву більше  $10 \text{ кВт/см}^2$  без примусового охолодження і з урахуванням фазових перетворень з використанням чисельного моделювання. Приведені результати розрахунку нестационарного теплового стану при швидкісному нагріві поверхневого шару струмами на частоті 440 кГц і інтенсивному охолодженні його за рахунок теплопередачі теплопровідністю в холодні глибинні шари металу, термічних і залишкових напруг в деталі при високоінтенсивному гарті.

Іл. 5. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 621.73.043.011

*Багмет М.М., Жданов І.О., Колтун С.К.* **Металографічні дослідження матеріалу лопаток після холодного вальцювання** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 28 – 31. У статті приведені результати досліджень зразків рентгеноструктурним методом і результати досліджень мікроструктури, мікротвердості, залишкових напруг після холодного вальцювання.

Табл. 3. Іл. 3.

УДК 629.7.03.036.3.001.42

*Олійник О.В., Шимановська Н.А.* **Структурно-параметрична ідентифікація моніторингової моделі динаміки температурних напруг у критичній точці вузла газотурбінного двигуна** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 32 – 36.

Запропоновано математичну модель динаміки температурних напруг у точці вузла ГТД для системи моніторингу вироблення його ресурсу. Основу моделі становлять параметризовані перехідні характеристики напруг. Точність моделі забезпечується проведенням параметричної ідентифікації по кінцево-елементній моделі високого рівня. На переходах типу «малий газ – злітний – малий газ» погрішність розрахунку пікового значення напруги в диску турбіни склала  $\sim 1 \text{ МПа}$ .

Іл. 3. Бібліогр.: 4 назв.

УДК 629.5 : 621.4

*Ткач М.Р.* **Моделювання впливу технологічних параметрів на ефективність газотурбінних енергетичних установок спеціалізованих суден** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 37 – 42.

Газотурбінна енергетична установка спеціалізованого судна, що використовує альтернативне паливо складається з технологічної та енергетичної підсистем. Моделювання виконано шляхом побудови регресійної моделі на основі використання трьох-

A method of multifactorial modelling of regimes of heating, cooling and non-stationary thermostress state of details at the high intensive superficial induction hardening is developed and a complex of programs is modified. The investigations of high intensive hardening regimes of details by currents of high frequency are carried at specific powers of heating more than  $10 \text{ kW/cm}^2$  without compulsory cooling in view of phase transformations with use of numerical modeling. The calculate results of a non-stationary thermal state given at high-speed heating of a superficial layer by currents on frequency 440 kHz and intensive cooling it for the account of a heat transfer in cold deep layers of metal are presented. Thus are determined thermal and residual stresses in a detail at high intensive hardening.

Fig. 5. Ref.: 8 items.

UDC 621.73.043.011

*Bagmet M., Gdanov I., Koltun S.* **The metal-graphic researches of blade's material after cold rolling** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 28 – 31.

In article the results of researches of specimens by roentgen-structure method and the results of microstructure, microhardness, residual stresses researches after cold rolling were considered.

Tabl. 3. Fig. 3.

UDC 629.7.03.036.3.001.42

*Oleynik A., Shimanovskaya N.* **Structural - parametric identification of the monitoring model of temperature pressure dynamic in critical point of the gas-turbine engine unit** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 32 – 36.

The mathematical model of the temperature pressure dynamic in the point of the turbine engine unit for the system of resource exhausting monitoring is offered. The basis of the model is composed by the transient characteristics of pressures. The accuracy of the model is determined by the methods of parametric identification by finite - element models of a high level. On transitions such as “slow gas –take-off – slow gas” the error of calculation of the peak value pressure in the turbine disk makes  $\sim 1 \text{ МПа}$ .

Fig. 3. Ref.: 4 items.

UDC 629.5 : 621.4

*Tkach M.* **Modeling of influence of conditions of operation on efficiency of GT power plant for the specialized ships** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 37 – 42.

GT power plant of the specialized ships using alternative fuel consists of technological and power subsystems. Construction models on the basis of application three-level designs plans execute modelling. For SPP the specialized vessel using as alternative fuel waste

рівневих рататабельних планів. Відповідно до ССҮ спеціалізованого судна, що використовує відходи термопластичних полімерів, наведено вплив затрат тепла на ТП, аеродинамічного опорку та температурного напору на ККД та потужність ССҮ.  
Табл. 3. Іл. 2. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 629.124.74

*Радченко М.І., Сирота О.А., Тарасенко М.О.* **Оптимальне проміжне охолодження суднових газотурбінних двигунів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 43 – 47.

Розглянуто деякі результати впливу проміжного охолодження циклового повітря на ефективність газотурбінних двигунів простого циклу. Проаналізовано вплив температур всмоктуваного та стисненого охолодженого повітря, а також загального ступеню підвищення тиску на коефіцієнт корисної дії й потужність газотурбінних двигунів. Отримано оптимальні значення співвідношення ступенів підвищення тиску й розглянуто деякі переваги проміжного охолодження циклового повітря.

Іл. 4. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 621.652.001.24

*Місюра В.І., Кулешин М.М.* **Дослідження зношування проточної частини дискових насосів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 48 – 51.

Виконано експериментальне дослідження впливу різноманітних параметрів на зношування дискових насосів. Виявлено, що при роботі на гідроабразивній суміші вони зношуються менше, чим лопатеві насоси.

Іл. 7. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 621.452:539.4

*Міхайлов О.Л., Волгін О.В.* **Особливості проектування диска ГТД засобами ANSYS** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 52 – 55.

Розглянуті нові підходи в розрахунковому визначенні руйнуючих частот обертання диска ГТД. Проведено дослідження напружено-деформованого стану диска і визначення руйнуючої частоти обертання за допомогою деформаційного критерію міцності з використанням об'ємної звичайно-елементної математичної моделі. Для забезпечення руйнування диска по циліндровому перетину була виконана оптимізація конструкції диска.

Іл. 6. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 620.178.32.006

*Петухов А.М.* **Про особливості виникнення і розвитку втомних тріщин в деталях ГТД** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 56 – 62.

Розглядаються причини виникнення втомних тріщин в основних деталях ГТД, пов'язані з технологічними, конструктивними і експлуатаційними чинниками. Показані особливості розвитку втом-

products of polymers, influence of expenses of heat on TP, aerodynamic resistance and a temperature pressure on an output of the process equipment on efficiency and capacity SSP is shown.

Tabl. 3. Fig. 2. Ref.: 6 items.

UDC 629.124.74

*Radchenko N., Sirota A., Tarasenko M.* **Optimal intercooling in ship gas turbines** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 43 – 47.

Some results of the influence of intercooling of the cyclic air upon the gas turbines efficiency of the simple cycle are discussed. The influence of intake and cooled compressed air temperatures, overall pressure ratio upon the cycle efficiency and gas turbines power output is analyzed. The optimal values of low and high pressure ratios is obtained and some advantages of intercooling of the cyclic air are discussed.

Fig. 4. Ref. : 3 items.

UDC 621.652.001.24

*Misura V., Kuleshin N.* **Wear investigation of flux part of disk pump** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 48 – 51.

Different factory influence on wear dick pump har been experimentally investigation. It war revealed that during their work with using water abrasive mixture it wear less manner then blade pumps.

Fig. 7. Ref. : 5 items.

UDC 621.452:539.4

*Mihailov A., Volgin A.* **A feature of designing of disk GTD means ANSYS** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 52 – 55.

New approaches in calculation definition of destroying frequencies of rotation of disk ГТД are considered. Research stress-deformed conditions of a disk and definition of destroying frequency of rotation with the help of deformation criterion of durability with use of volumetric finished - element mathematical model. For guaranteed of destruction of a disk on cylindrical section optimization of a design of a disk has been executed.

Fig. 6. Ref.: 4 items.

UDC 620.178.32.006

*Petukhov A.* **About features of occurrence and development of fatigue cracks in details GTE** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 56 – 62.

The reasons of occurrence of fatigue cracks in the basic details GTE, connected with technological, constructive and operational factors are considered. Features of development of fatigue cracks and an opportunity of

них тріщин і можливості прогнозування їх розвитку при циклічному і вібраційному вантаженнях. Бібліогр.: 23 назви.

УДК 518

*Шмотін Ю.Н., Рябов А.А., Габов Д.В., Куканов С.С.* **Чисельне моделювання обриву лопатки вентилятора** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 63 – 67.

Розглянуто розв'язок задачі про чисельне моделювання обриву лопатки вентилятора авіаційного двигуна і взаємодії фрагментів лопатки із сусідніми лопатками і корпусом вентилятора. Досліджено вплив постановки задачі, гіпотези фрагментації лопатки, критеріїв руйнування і динамічного тертя на результати розрахунків. Виконано зіставлення результатів розрахунку з доступними експериментальними даними. Методика чисельного моделювання, що розроблена, використана при розробці вентилятора авіаційного двигуна SaM-146.

Іл. 9. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 621.793.7

*Богуслаєв В.О., Яковлев В.Г.* **Оцінка впливу комплексної обробки на опір втоми валів ГТД** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 68 – 72.

Розглянуто вплив комплексного зміцнення (детонаційне напилення + алмазне вигладжування) на опір втоми зразків без концентраторів напружень та з напруженими втулками із сталі 40ХН2МАШ.

Табл. 2. Іл. 2. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 539.3

*Шульженко М.Г., Гонтаровський П.П., Матюхін Ю.І., Протасова Т.В.* **Оцінка прогресуючого викривлення високотемпературних роторів при окружній неоднорідності їхніх властивостей** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 73 – 77.

Оцінена можливість появи прогресуючого викривлення високотемпературного ротора середнього тиску парової турбіни Т-250/300, що працює на стаціонарному режимі, через окружну нерівномірність властивостей повзучості матеріалу. Показано, що при відносно невисокій нерівномірності властивостей в окружному напрямку прогини ротору за 300 тис. часів можуть досягати неприпустимих розмірів. Табл. 2. Іл. 6. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 539.3

*Лепіхін П.П., Ромащенко В.А., Бейнер О.С., Демченко В.Ф.* **Чисельний метод оцінки динамічної міцності товстостінних циліндрів з концентраторами типу тріщин** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 78 – 82.

З використанням рівнянь механіки крихкого руйнування розроблена чисельна методика, що базується на алгоритмі Уїлкінса, та досліджена міцність

forecasting of their development at cyclic and vibrating loads are shown.

Ref.: 23 items.

UDK 518

*Shmotin Yu., Ryabov A., Gabov D., Kukanov S.* **Numerical Modeling of Fan Blade-Out** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 63 – 67.

Numerical modeling of an aircraft engine fan blade-out and interaction of blade fragments with adjacent blades and with the fan casing were examined. The effect of the problem definition, blade fragmentation hypothesis, fracture criteria and dynamic friction on the computation results was studied. Comparison of the computation results with the available experimental data was made. The developed method of numerical modeling was used when developing the SaM-146 aircraft engine fan.

Fig. 9. Ref.: 3 items.

UDC 621.793.7

*Boguslaev V., Yakovlev V.* **Estimation of the influence of the complex processing on resistance of fatigue of billows GTD** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 68 – 72.

Considered is the influence of complex strengthening (detonative spraying with a diamond ironing) on fatigue resistance in specimens without concentrators of stress and with pressed – on bushes from 40XH2MAШ steel.

Tabl. 2. Fig. 2. Ref.: 3 items.

UDC 539.3

*Shul'zhenko N., Gontarovsky P., Matyukhin Yu., Protasova T.* **Estimation of progressive distortion of high-temperature rotors at circumference non-uniformity of their properties** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 73 – 77.

Possibility of appearance progressive distortion of intermediate pressure high-temperature rotor of steam-turbine T-250/300 working at steady-state conditions because of circumferential non-uniformity of creep material properties is estimated. It is shown that the rotor deflection at 300,000 h can achieve inadmissible values at relatively low non-uniformity of properties in circumferential direction.

Tabl. 2. Fig. 6. Ref.: 6 items.

UDC 539.3

*Lepikhin P., Romashchenko V., Beyner O., Demenko V.* **Numerical method of an estimation of a dynamic strength of thick-walled cylinders with crack concentrators** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 78 – 82.

With use of equations of brittle fracture mechanics and numerical Wilkins algorithm strength of steel thick-walled cylindrical shells under dynamic loading by

сталевих товстостінних динамічно навантажених імпульсом внутрішнього тиску циліндричних оболонок з технологічними особливостями типу тріщин в місцях кріплення торців.

Табл. 1. Іл. 1. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 629.7.036 : 539.4

*Михайленко О.М., Прибора Т.І.* **Оцінка напруженості дисків компресорів барабанно-дискової конструкції при експлуатації в різних кліматичних умовах** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 83 – 87.

У статті представлений порівняльний аналіз умов експлуатації ГТД в умовах авіації й в умовах наземної ГТЕ. Значний наробіток у складі двигуна в льотній експлуатації служить підставою для призначення деталям компресора в складі ГТП достатнього ресурсу. Розглянуто умови виникнення явища корозії під напругою і шляхи можливого усунення його. Представлено результати розрахунків дисків компресора чисельним методом на моделях високого рівня, а також результати випробувань зразків з матеріалу дисків у різних агресивних середовищах.

Табл. 2. Іл. 4.

УДК 519.216.3 : 62-253

*Гончар Н.В.* **Застосування факторного аналізу для статистичної обробки параметрів пазів дисків компресора** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 88 – 92.

Проведено класифікацію параметрів пазів дисків компресора, досліджених для оцінки технологічної ефективності застосування оздоблювально-зміцнюючих методів обробки дисків. Встановлено існування трьох латентних факторів, що визначають стан міжпазових виступів.

Табл. 5. Бібліогр.: 7 назв.

УДК 621.822

*Єгоров С.В., Арасланов А.М., Зайденштейн Г.І., Маливанов М.М.* **Методика розрахунку теплового режиму середньої опори ГТД, що складається з радіально-зав'язаних шарикопідшипників і торцевих контактних ущільнень** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 93 – 96.

Розглянуто метод розрахунку теплового режиму підшипників ГТД, заснований на обробці досвідчених даних методами теорії подоби. Запропоновані критеріальні залежності для оцінки сумарних витрат потужності на привід підшипників і, як наслідок, розрахункова оцінка або робоча температура підшипника, або потрібного прокачування олії через підшипник.

Іл. 1. Бібліогр.: 4 назв.

УДК 539.3

*Веремєєнко І.С., Кантор Б.Я., Медведовська Т.Ф., Ржевська І.С., Андрущенко С.О.* **Міцність, дина-**

internal impulse pressure with technological cracks in the places of fixing of end surfaces has been investigated.

Tabl. 1. Fig. 1. Ref.: 5 items.

UDC 629.7.036 : 539.4

*Mikhailenko A., Pribora T.* **Estimation of drum-disc compressor constructions stress state at various climatic conditions operating** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 83 – 87.

The article represents a comparative analysis of a gas turbine engine operation conditions in aviation and industrial gas turbine power station. Significant flight hours in service when integrated in the engine are considered a basis for assigning a sufficient service life to parts of the compressor integrated in the gas turbine drive. The corrosion occurrence conditions under stress and the procedures applied to eliminate them are under consideration. The represented are the results of the compressor disc calculations with a numerical method performed on the models of high level, and also the results of testing specimens made of disc materials under various corrosion environments.

Tabl. 2. Fig. 4.

UDC 519.216.3 : 62-253

*Gonchar N.* **Application of the factorial analysis for statistical processing the parameters** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 88 – 92.

The classification of the parameters quality surface layer slots "dovetail" of compressor disks, investigated for estimation technological efficiency to using different methods of finishing and fatigue-tests is conducted. The existence 3 latent factors, determining of condition intergrooving ledges is established.

Tabl. 5. Ref.: 7 items.

UDC 621.822

*Egorov S., Arslanov A., Zaidenshtein G., Malivanov N.* **Method of calculations for the thermal regime of GTD middle bearings, consisting of radial-stubborn bearings and contact packs** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 93 – 96.

Method of calculations for the thermal regime of GTD bearings, based on the computing of experimental data by similarity theory methods was considered. Criteria dependence is offered for evaluation of total power expenditures on bearings gear, and, as a result calculative evaluation of either the bearing working temperature or required oil pumping through the bearing.

Fig. 1. Ref.: 4 items.

UDC 539.3

*Veremeenko I., Kantor B., Medvedovskaya T., Rzhetskaya I., Andryuschenko S.* **Durability, dynamics**

**міка несучих конструкцій і робочих коліс високонапірних гідротурбін** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 9 (25). – С. 97 – 101.

Розроблено метод гармонічного аналізу під час розв'язання задачі про вимушені коливання кришок та робочих коліс гідротурбін шляхом розкладання переміщень власними формами коливань конструкцій. Власні частоти та форми коливань робочих коліс визначаються методом скінчених елементів (МСЕ), а кришок – МСЕ у поєднанні з розкладанням у ряди Фур'є шуканих переміщень та навантажень. Виконані розрахункові дослідження дозволять отримати таблиці спектрів частот коливань та максимальні динамічні напруження конструкцій гідротурбін, надати технічні рекомендації щодо модернізації чавунної кришки гідротурбіни.

Табл. 2. Іл. 5. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 539.3

*Єршов В.І., Єршова З.Г.* **Стійкість циліндричних панелей** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 9 (25). – С. 102 – 105.

Досліджується стійкість циліндричних панелей із слабозакріпленим прямолінійним краєм при осьовому стисненні.

Іл. 5. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 624.072

*Курєннов С.С.* **Двовимірна модель однозрізного клейового з'єднання** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 9 (25). – С. 106 – 109.

Запропоновано двовимірну по ширині модель однозрізного клейового з'єднання деталей із ортотропних матеріалів. Модель базується на гіпотезах о рівномірному розподілі напружень по товщині деталей, що з'єднуються, і роботі клейового прошарку тільки на зсув. Модель враховує взаємний вплив продовжних і поперечних деформацій, який обумовлений коефіцієнтами Пуассона, деформації зсуву, температурні деформації, а також прогин з'єднання. Задача зведена до системи семи диференціальних рівнянь відносно прогину і зусиль в шарах.

Іл. 1. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 629.78

*Горошков І.Н., Обухов В.О., Попов Г.А.* **Застосування сонячної електроракетної рухової установки в проєкті «Фобос-грунт»** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 9 (25). – С. 110 – 113.

До пріоритетних проєктів Федеральної космічної програми Росії наступного п'ятиліття по дослідженню дальнього космосу відноситься проєкт по доставці зразків ґрунту Фобоса – супутника Марса – на Землю (проєкт «Фобос-грунт»). Різні стадії розробки проєкту (від НДР до робочого проєктування) охоплюють період з 1998 р. по теперішній час. Доставка космічного апарату з орбіти Землі на орбіту Марса буде здійснена з використанням триступінчатої системи, що

**of bearing constructions and driving wheels of high-pressures hydro-turbines** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 9 (25). – P. 97 – 101.

The method of harmonic analysis is developed at the decision of task about the forced vibrations of lids and driving wheels of hydro-turbines by decomposition of moving on the own forms of vibrations of constructions. Eigenfrequencies and forms of vibrations of driving wheels concerne by the method of eventual elements (MEE), and lids – MEE in combination with decomposition in the rows of Fourier of the sought after moving and loadings. The executed calculations researches will allow to give out a technical certificate at the state of lids and driving wheels of hydro-turbines, tables of spectrums of frequencies of vibrations of constructions of hydro-turbines, technical recommendations on modernization of cast-iron lid of hydro-turbine.

Tabl. 2. Fig. 5. Ref.: 3 items.

UDC 539.3

*Ershov V., Ershova Z.* **The stability of cylindrical panel** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 9 (25). – P. 102 – 105.

The stability of cylindrical panel with weak fixed rectangular edge under axial load is studied.

Fig. 5. Ref.: 5 items.

UDC 624.072

*Kurennov S.* **Two-dimensional model of a single-shear glued connection** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 9 (25). – P. 106 – 109.

The two-dimensional on a breadth model of single-shear glued connection of orthotropic details is offered. The model is founded on hypotheses concerning a random distribution of stresses on width of details and activity of a glue interlayer only on shift. The model takes into account interaction effect of longitudinal and lateral strains which is stipulated by Poisson's factors, shearing strain and temperature strains, and a sag of connection also. The problem is reduced to a system of seven differential equations concerning a sag and gains in layers.

Fig. 1. Ref.: 5 items.

UDC 629.78

*Goroshkov I., Obukhov V., Popov G.* **Application of solar electric propulsion system in the “Phobos-soil” project** // *Aerospace technic and technology*. – 2005. – № 9 (25). – P. 110 – 113.

Project, the main goal of which is the soil samples delivery from Phobos – the natural satellite of Mars – to the Earth (the “Phobos-Soil project”) is one of the priority projects of the Federal Space Program of Russia for the deep space investigation during the next five years. Different stages of this project (from R&D to the detail designing) cover the period from 1998 till now. Spacecraft (SC) delivery from the orbit of Earth to the orbit of Mars will be realized using a three-stage sys-

включає: ЖРД виведення для формування початкової ділянки відлітної траєкторії, сонячної електроракетної рухової установки на геліоцентричній ділянці польоту і ЖРД гальмування в гравісфері Марса. Тривалість всієї експедиції близько 3 років з них політ до до Фобосу складе близько 550 діб, а зворотний шлях займе приблизно рік. Дані балістичні розрахунки і конструктивні схеми космічного апарату.

Табл. 1. Іл. 6. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 629.78.03 : 621.4

*Фіногенов С.Л., Кудрін О.І., Коломенцев О.І. Про деякі засоби підвищення ефективності сонячного теплового ракетного двигуна в задачах міжорбітального транспортування // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 114–120.*

Розглянуто питання підвищення енергомасової ефективності і спрощення умов функціонування сонячного теплового ракетного двигуна (СТРКД) з високотемпературним джерелом тепла, що включає твердий або формований у польоті дзеркальний концентратор і приймач сонячного випромінювання нерівнотемпературного типу. Визначено доцільні параметри системи концентратор-приймач і запропонований деякий засіб спрощення задачі її орієнтації на Сонце. Приводяться попередні результати порівняльного аналізу ефективності використання СТРКД і традиційних теплових ракетних двигунів як засобу міжорбітального транспортування.

Табл. 3. Іл. 4. Бібліогр.: 9 назв.

УДК 521.1 : 629.783

*Хорольський П.Г. Вибір напрямку відокремлення корисного навантаження ракетой-носієм // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 121–125.*

Стаття присвячена вибору оптимального за точністю виведення напрямку відокремлення корисного вантажу від ракети-носія для загального випадку довільного числа заданих параметрів кінцевої орбіти. Напрямок визначається в інерціальному просторі на момент закінчення польоту. Ракета заздалегідь орієнтує конструктивно заданий напрямок відокремлення корисного вантажу колінеарно вибраному просторовому напрямку и відокремлює його в ньому. Вибір напрямку необхідний для підвищення точності виведення за рахунок зниження впливу на нього помилки системи відокремлення. Ця помилка викликана низкою випадкових погрішностей, які приводять до розкиду приросту швидкості корисного вантажу. В існуючих ракетах точність в основному визначається помилками системи керування. Вони можуть бути значно знижені при навігації по супутниковим системам «НАВСТАР» та «ГЛОНАСС». Проблема сформульована и вирішена в оптимізаційній постановці. Ефективність рішення показано на низці модельних и практичних прикладів.

Табл. 3. Бібліогр.: 21 назв.

tem, including boosting liquid engine (LE) for forming the initial part of the departure trajectory, solar electric propulsion system (SEPS) for the heliocentric mission part and LE for braking in the gravisphere of Mars. The mission will take about three years. From which the time of flight to Phobos will take about 550 days and a year for the back flight. The mission scenario, ballistic parameters and SC design are described.

Tabl. 1. Fig. 6. Ref.: 5 items.

UDC 629.78.03 : 621.4

*Finogenov S., Kudrin O., Kolomentsev A. About some means of solar thermal propulsion efficiency increase for interorbital transfer missions // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 114–120.*

Problems of the advanced solar thermal propulsion (STP) efficiency increase and simplification of Sun tracking conditions during interorbital transfers are considered. Solar high-temperature energy source of the STP contains rigid or inflatable thin film solar mirror-concentrator and solar energy absorber with several stages of the working medium (hydrogen) heating. The expedient parameters of the concentrator-absorber system are determined and some means of Sun tracking simplification are suggested. The results of comparative analysis of flight efficiency of the considered STP and chemical rocket propulsion are discussed.

Tabl. 3. Fig. 4. Ref.: 9 items.

UDC 521.1 : 629.783

*Khorolsky P. Definition of a direction of payload separation from the rocket-carrier // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 121–125.*

Article is devoted to a choice optimum on accuracy of deducing of a direction of separation of payload from the rocket-carrier for the common case of any number of the set parameters of a final orbit. The direction is defined in inertial space at the moment of the ending of flight. The rocket preliminary focus structurally set direction of separation of payload in the chosen spatial direction and separates it in it. The choice of a direction is necessary for increase of accuracy of space launch due to decrease in influence on it of a mistake of system of separation. This mistake is caused by a number of the casual errors causing disorder of an increment of speed, received by payload. In existing rockets accuracy basically is defined by mistakes of a control system. They can be essentially reduced at navigation on satellite systems "NAVSTAR" and "GLONASS". As the mistake of separation appears at the end of flight at decrease in other mistakes of deducing its influence becomes determining. Efficiency of the decision it is shown on a line of modeling and practical examples.

Tabl. 3. Ref.: 21 items.

УДК 519.876.5 : 621.452.22

*Бучарський В.Л., Катренко М.О., Шинкаренко О.А.*  
**Проектування камери змішування гібридного ракетного двигуна за методом чисельного моделювання** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 8 (25). – С. 126 – 129.

Розроблена модель течії газу у тракті гібридного ракетного двигуна (ГРД) на основі метода контрольного об'єму. За елементарний об'єм був вибраний елемент трикутного перерізу. Аналіз тестування отриманої моделі показав добру відповідність результатів з теоретичними та експериментальними даними. Показана можливість застосування моделі для проектування камери змішування гібридного ракетного двигуна.

Іл. 2. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 621.452.2.043 + 621.822

*Джеппа В.Л., Дубровинський О.О., Кошкін М.М.*  
**Визначення основних проектних параметрів пневмонасосного агрегату** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 130 – 134.

Розглянуто конструктивну схему пневмонасосного агрегату "електромеханічного" типу, в якому керування роботою двох пневмогідроциліндрів здійснюється електроклапанами за допомогою електричного блока керування по сигналам датчиків кінцевого положення поршнів. Отримано математичні формули, які описують процеси, що відбуваються в агрегаті, складено методичку розрахунку основних проектних параметрів пневмонасосного агрегату.

Іл. 2. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 533.9.07

*Хітько А.В.*  
**Концепція побудови катодів на комбінованій робочій речовині** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 135 – 139.

Наведено варіанти побудови катодів електроракетних двигунів малої потужності на комбінованих робочих речовинах. Вони відрізняються витратами робочої речовини та тиску газу при яких існує газовий розряд з цезієвим катодом.

Бібліогр.: 8 назв.

УДК 533.9.07

*Максименко Т.О., Лоян А.В., Кошелєв М.М.*  
**Холовський двигун малої потужності для систем корегування орбіти малих міні і мікросупутників** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 140 – 144.

Розглянуто проблеми актуальності розробки СПД малої потужності. Представлено основні вимоги для цього класу двигунів. Обговорюється переваги і вади ряду методів проектування холовських двигунів малої потужності. Представлено результати випробувань нової лабораторної моделі СПД-20М. Показано порівняльні характеристики моделі СПД і холовських двигунів малої потужності, що були розроблені провідними світовими спеціалістами.

Табл. 1. Іл. 12. Бібліогр.: 3 назви.

UDC 519.876.5 : 621.452.22

*Bucharsky V., Katrenko A., Shinkarenko A.*  
**Projecting the hybrid rocket engine mix chamber by the numerical modeling method** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 126 – 129.

Model of gas fluxes inside the mix chamber of hybrid engine is developed. It bases on the method of control volume. As a form of control volume triangle elements are used. The analysis of the obtained model results shows good accuracy with theoretical and experimental data. Ability of using this model in projecting of the mix chamber of hybrid engine is shown.

Fig. 2. Ref.: 8 items.

UDC 621.452.2.043 + 621.822

*Dgeppa V., Dubrovinsky A., Koshkin M.*  
**Determination of main design parameters of pneumatic pumping unit** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 130 – 134.

Described in the paper is the conceptual design of a pneumatic pumping unit, in which two pneumogidraulic cylinders are controlled by electro-pneumatic valves switched by means of an electric control unit in response to signals from piston travel limit sensors. Presented are relations defining the processes within the pumping unit and a method for calculation of the main parameters of the pumping unit.

Fig. 2. Ref.: 4 items.

UDC 533.9.07

*Khitko A.*  
**The concept of construction of cathodes on the combined working body** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 135 – 139.

Variants of construction of cathodes of electrorocket engines of low power on the combined working bodies are resulted. They differ charges of a working body and pressure of gas at which there is a gas category with caesium hollow the cathode.

Ref.: 8 items.

UDC 533.9.07

*Maksymenko T., Loyan A., Koshelev N.*  
**The low power Hall thruster for orbit correction system for small, mini and micro satellites** // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 140 – 144.

In this article problem of low-power SPT development actualite is considered. The main requirements for this thruster class are represented. Some methods of low-power Hall thruster developing and their advantages and disadvantage is discussed. The test results and main parameters of new law-power thruster laboratory model SPT-20M are represented. Comparative characteristics of SPT model and law power hollow thrusters developed by leading world specialists is shown.

Tabl. 1. Fig. 12. Ref.: 3 items.



УДК 533.9.07, 621.387.424

*Огієнко С.А.* **Аналіз факторів, що визначають формування електричного поля й фокусування іонного потоку у прискорювачі Холла й у стаціонарному плазмовому двигуні** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 145 – 147.

З ціллю поліпшення фокусування іонного пучка прискорювача Холла, на першому етапі вирішено задачу про рух електронів у схрещених неоднорідних електричному та магнітному полях за умов їх стаціонарності. Враховано неоднорідний розподіл за кутами розсіяних електронів при їх взаємодії з частинками плазми. На основі оцінки показано, що також порушуються умови, що є необхідними для використання “рівняння термалізованого потенціалу”.  
Іл. 4. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 629.7.087 : 538.4 : 001.2

*Кулагін С.М.* **Вплив геометричних чинників на процеси іонізації в холловському двигуні** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 148 – 151.

Проведено аналіз можливих способів зниження потужності холловського двигуна, а також здійснено експериментальну оцінку впливу геометрії розрядної камери і схеми підключення двигуна на інтегральні характеристики та процеси іонізації.

Табл. 4. Іл. 1. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 629.7.036.7

*Блінов М.В., Головін Ю.М., Горшков О.А., Дишлюк С.М., Шагайда А.О.* **Спектроскопічні дослідження струменя холловського двигуна з метою визначення швидкості ерозії прискорюючого каналу по ходу довготривалих ресурсних випробувань** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 152 – 156.

Подан метод визначення швидкості ерозії керамічного прискорювача каналу холловського двигуна по ходу ресурсних випробувань. Проведено порівняння результатів визначення швидкості ерозії спектроскопічним методом з результатами прямих вимірів.

Іл. 5. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 629.76.08 + 629.76.06

*Андрюков Р.О., Земляний К.М., Фролов В.П., Сіденко С.В.* **Забезпечення електропостачання космічного апарата й технологічного обладнання, що приймають участь у підготовці КА на стартовій позиції космічного ракетного комплексу** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 157 – 161.

Для забезпечення якісного живлення відповідальних систем, особливо критичних до просядок напруги живлення й до перебоїв в електропостачанні є необхідністю наявність системи гарантованого живлення на будь-якому КРК.

Табл. 1. Іл. 3. Бібліогр.: 6 назв.

UDC 533.9.07, 621.387.424

*Oghienko S.* **The analysis of the factors, determining electric field formation and the ion beam focusing in the Hall accelerator and in the stationary plasma thruster** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 145 – 147.

For ion beam focusing increasing of Hall accelerator, at the first stage, the problem of electron movement in crossed non-uniform stationary electric and magnetic fields is solved on base of Monte-Carlo method. Non-uniform angular distribution of scattering electron at their interaction with particles of plasma is taken into account. Because of estimation it is shown, that the conditions necessary for use “the equations of thermalised potential” also are broken.

Fig. 4. Ref.: 4 items.

UDC 629.7.087 : 538.4 : 001.2

*Kulagin S.* **Influence of the geometrical factors on processes of ionization in hall thruster** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 148 – 151.

The analysis of possible ways of decrease of power of hall thruster is carried out, and also the influence of geometry of the discharge chamber and circuits of inclusion of the engine on the integrated characteristics and processes of ionization is experimentally appreciated.

Tabl. 4. Fig. 1. Ref.: 3 items.

UDC 629.7.036.7

*Blinov N., Golovin Yu., Gorshkov O., Dyshlyuk E., Shagayda A.* **Spectroscopic investigation of a Hall thruster plume with the purpose of determining accelerating channel erosion rate during long-life tests** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 152 – 156.

The method of determining the erosion rate of a Hall thruster accelerating channel during long-life tests is present. The comparison of the results of the determination of the erosion rate with the use of spectroscopic method with the direct measurement is made.

Fig. 5. Ref.: 8 items.

UDC 629.76.08 + 629.76.06

*Andrjukov R., Zemljanoj K., Frolov V., Sidenko S.* **Maintenance of electrosupply of a space vehicle and the process equipment participating in preparation KA on a launching site of a space rocket complex** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 157 – 161.

For maintenance of qualitative power supplies of crucial systems, especially critical to power supply voltage drops and to electrosupply faults of system of a guaranteed power supplies on anyone space rocket complex is necessity.

Tabl. 1. Fig. 3. Ref.: 6 items.

УДК 621.315.592

*Габринець В.О., Накашидзе Л.В., Зарівняк Г.І., Митрохов С.О.* **Автоматизація досліджень енергогенеруючої спроможності сонячних елементів в умовах природної інсоляції** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 162 – 167. Наведено опис пристрою й алгоритму функціонування експериментального вимірювального комплексу призначеного для вимірювання енергетичних характеристик сонячних елементів в умовах природної наземної інсоляції, необхідних для вибору архітектури побудови сонячної енергоустановки. Приведено алгоритм прикладної програми, що дозволяє обробляти інформацію про енергогенеруючу спроможність вимірюваних сонячних елементів.

Іл. 6. Бібліогр.: 4 назви.

УДК 629.70.064.56

*Кумченко Я.О.* **Нестандартна високоефективна воднева енергетика в космосі на прикладі твердопаливного фтористоводневого ракетного двигуна і її вигідне порівняння із сонячною енергодіючою установкою СЕДУ в комплексі з носієм типу Союз-2** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 168 – 172.

Показано можливість нестандартного використання твердих енергоакumulюючих речовин на основі водню, кисню і галогенів як палива для космічної енергетики на прикладі твердопаливного фтористоводневого двигуна.

Табл. 1. Іл. 2. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 629.7.03.018

*Коровін Б.Б., Колотніков М.Е., Кудашин В.С.* **До вибору представницького експлуатаційного параметра для прогнозування вібронагруження лопатей вентилятора, визваного турбулентністю потоку на вході в ГТД** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 173 – 180.

На основі аналізу матеріалів стендового і льотного експерименту по оцінці вібронагруження лопатей вентилятора авіаційного ГТД, викликаного макромасштабною турбулентністю повітряного потоку на вході, оцінено СКВ пульсацій повного тиску в абсолютних величинах і в безрозмірному вигляді в якості експлуатаційного параметра для прогнозування названого типу нагрівання.

Табл. 2. Іл. 7. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 539.3

*Воробйов Ю.С., Чернобривко М.В., Крушка Л.* **Локальна імпульсна дія на оболонкові елементи конструкцій** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 181 – 184.

Розглядається поведінка тонкостінних елементів ГТД під дією локальних імпульсних навантажень. Для моделювання використовується теорія С.П. Тимошенка для циліндричних, конічних та сферичних оболонок. В зоні дії локального навантаження використовується модель тривимірного

UDC 621.315.592

*Gabrincec V., Nakashidze L., Zarivnyak G., Mitrokhov S.* **Automatization of researches energigeneration abilities of solar cells in conditions of natural insulations** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 162 – 167.

There is given description of device and dual functioning of an experimental measuring complex, intended for measurments of energetical characteristics of solar cells in conditions of natural isolation, necessary for choice, of architecture of solar energetical device. There is given an algorithm of the applied program, that allows to treat the information about energetic abilities of measuring of solar cells.

Fig. 6. Ref.: 4 items.

UDC 629.70.064.56

*Kumchenko Ja.* **Nonstandard Supereffective Hydrogen Energetics for Space on the Example of Solid Fuel H-F Jet and Jts Useful Comparison with Solar Engine SEJ of Sous-2** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 168 – 172.

Possibility of unstandard solid energyaccumulating substances as fuels for space energy is demonstrated on the example of solid fuels F-H jets.

Табл. 1. Fig. 2. Ref.: 5 items.

UDC 629.7.03.018

*Korovin B., Kolotnikov M., Kydashin V.* **To make a choice of fitting operation propertie for a fan blade vibration load, stirring by flow turbulence before the gas turbine engine, prediction** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 173 – 180.

Resting on the results of flight and test bed turbo-fan engine researches concerning the fan blade vibration load stirring by flow turbulence before the engine acceptability of absolute and relative value of total pressure mean square deflection for blade vibration prediction was appreciated.

Табл. 2. Fig. 7. Ref.: 5 items.

UDC 539.3

*Vorobyov Yu., Chernobryvko M., Kruszka L.* **Local impulse action on shell structure elements** // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 181 – 184.

Behavior of thin-walled gas-turbine engines elements under action local impulse loading is considered. Timoshenko theory of cylindrical, spherical and conic shells for modeling is used. The three-dimension model in zone of local loading action is used. High rate deformation in this zone may be take

тіла, швидкісна деформація якого може відбуватися як у пружній, так і у пластичній стадії. Враховуються динамічні характеристики матеріалу. Розглянуто конкретний приклад розрахунку методом скінчених різниць.

Лл. 3. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 519.252

*Лобода І.І., Єпіфанов С.І., Зеленський Р.Л. Регуляризувача процедура ідентифікації нелінійної термогазодинамічної моделі ГТД // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 185 – 194.*

В даній роботі розглянуто алгоритм регуляризувачої процедури ідентифікації нелінійної термогазодинамічної моделі проточної частини ГТД. Пропонована процедура ідентифікації має діагностичну цінність, так як дозволяє визначити стан кожного вузла. Ця процедура зіставлена з вихідною нерегуляризувачою процедурою и показала значно більш високу стійкість в знаходженні рішень. Дані рекомендації по практичному використанню регуляризувачої процедури ідентифікації в автоматизованих системах діагностування ГТД.

Табл. 3. Лл. 6. Бібліогр.: 6 назв.

УДК 621.452.001

*Хусточка О.М. Спосіб згортки частинних критеріїв якості ідентифікації математичної моделі ГТД // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 195 – 198.*

На прикладі ідентифікації математичної моделі турбогвинтовентиляторного двигуна Д-27 розроблено функції бажаності неув'язок. Представлено один зі способів згортки частинних критеріїв якості для задач ідентифікації з використанням теорії нечітких множин та нечіткої логіки. Запропоновано метод формування глобального критерію якості моделі.

Лл. 2. Бібліогр.: 12 назв.

УДК 621.01:629.7.01

*В'юнов В.А., Степаненко С.М., Томашевський А.В. Аналіз статистичної обробки параметрів двигунів, одержуваних при приймально-здавальних іспитах // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 199 – 201.*

Розглядається застосування методів математичної статистики до аналізу параметрів авіаційного двигуна, одержуваних при приймально-здавальних іспитах. Наводяться дані аналізу заміряної частоти обертання роторів вентилятора і роторів високого тиску для одного типу двигунів.

Лл. 3. Бібліогр.: 3 назв.

УДК.621.1.018

*Полів'янчук А.П. Дослідження факторів, що впливають на точність вимірювань масових викидів твердих частинок з відпрацьованими газами дизелів // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 202 – 205.*

place both in elastic and in plastic stage. The dynamic characteristics of material are accounted. The concrete calculation example by finite-difference method is considered.

Fig. 3. Ref.: 8 items.

UDC 519.252

*Loboda I., Yepifanov S., Zelenskiy R. A regularizing identification procedure of gas turbine nonlinear thermodynamic models // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 185 – 194.*

In the given work is the algorithm regularizing procedure of identification nonlinear thermodynamic models of gas turbine gas path. Offered procedure of identification has diagnostic value as allows defining a condition of each unit. This procedure is compared with initial not regularizing procedure and has shown much higher stability in a finding of the decision. Recommendations on practical application regularizing procedure of identification in the automated systems of preliminary treatment turbine engine are resulted.

Tabl. 3. Fig. 6. Ref.: 6 items.

UDC 621.452.001

*Khustochka O. The Method of Convolution of Special Criteria of Quality of Identification of the Gas-Turbine Engine Model // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 195 – 198.*

As example of identification of mathematical model of propfan D27 the function of desirability discrepancies is designed. Way of convolution of special criteria for problems of identification that is using the fuzzy sets theory and fuzzy logic is shown. Method of forming of global criterion of quality of mathematical model is offered.

Fig. 2. Ref.: 12 items.

UDC 621.01:629.7.01

*Vyunov V., Stepanenko S., Tomashevsky A. Analysis of statistical processing of engine parameters obtained during final acceptance tests // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 199 – 201.*

Considered is the application of statistical analysis methods for analysing the aircraft engine parameters being obtained during final acceptance tests. The analysis data of measured propeller rotor and high pressure rotors rotational speed for one type of engines are presented.

Fig. 3. Ref.: 3 items.

UDC.621.1.018

*Polivyanchuk A. Research of the factors influencing accuracy of measurement of mass emissions particulate with exhaust gases of diesel engines // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 202 – 205.*

Розглянуто проблему забезпечення потрібної точності вимірювань одного з основних екологічних показників дизеля – питомого викиду твердих частинок. Проаналізовано фактори, що впливають на результуючу погрішність вимірювань цього показника. Розроблено методику оцінки точності вимірювань масових викидів твердих частинок та проведено її апробацію на прикладі тепловозного дизелю ПД1М.

Табл. 2. Іл. 2. Бібліогр.: 8 назв.

УДК 519.876.5 : 620.178.16(045)

*Ходак Н.А., Вишневский О.А., Давыдов А.С. Моделирование распределения нагрузки при экспериментальном испытании материалов на абразивную износостойкость // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 9 (25). – С. 206 – 210.*

В данной работе приводится одна из возможных моделей износа поверхностей деталей, при трении о нежестко закрепленные абразивные частицы, разработанная на основании математических методов вычисления средней нагрузки по поверхности соприкосновения резинового ролика и исследуемой поверхности материала образца.

Ил. 4. Библиогр.: 4 назв.

УДК 681.586.54

*Грудинкин В.М., Миргород В.М. Імітаційне моделювання та управління температурним режимом ГТД АИ-25 ТЛШ // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 211 – 215.*

Пред'являється методика створення та наступного навчання математичної моделі авіаційного двигуна безпосередньо по вибіркам баз даних стендових випробувань. Результати моделювання використані при створенні бортового регулятора температури вихідних газів ГТД АИ-25 ТЛШ, який модернізується.

Табл. 1. Іл. 2. Бібліогр.: 5 назв.

УДК 629.7.036.3

*Бедрик Б.Г. Змащувальне масло як елемент конструкції, неруйнуючого контролю і діагностики техніки при «Condition Monitoring» // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2005. – № 9 (25). – С. 216 – 220.*

Показана необхідність і можливість неруйнуючого контролю техніки по параметрах змащувальних матеріалів при їх застосуванні по стану. Приведені теоретичні передумови і результати реалізації застосування масел і гідравлічних рідин в двигунах і системах військової авіації Росії, при якому забезпечується висока техніко-економічна ефективність.

Табл. 2. Бібліогр.: 3 назви.

УДК 621.793.6 : 669.245

*Пейчев Г.І., Замковой В.С., Калашиков Г.П., Анд-*

The problem of maintenance of required accuracy of measurements of one of the basic ecological indexes of a diesel engine - specific particulate emission is considered. The factors influencing the resulting error of measurements of the given parameter are analysed. The technique of an estimation of accuracy of measurements of mass particulate emissions and carry out her approbation is developed by the example of diesel diesel engine ПД1М.

Tabl. 2. Fig. 2. Ref.: 8 items.

UDC 519.876.5 : 620.178.16(045)

*Hodak N., Vishnevsky O., Davydo A. Design of partition of load at the experimental test of materials on abrasive wearproofness // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 206 – 210.*

In the given work one of the possible models of the surface wear of the details with the friction on abrasive particles fixed nonrigidly is presented. It is developed and based on the mathematical methods of the calculation of the average load on the contact surface of a rubber roll with a sample.

Fig. 4. Ref.: 4 items.

UDC 681.586.54

*Gtrudinkin V., Mirgorod V. Simulation technique and controlling by temperature mode of GTD АИ-25 ТЛШ // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 211 – 215.*

The procedure of obtaining and consequent tutoring of a mathematical model for an aero-engine directly on data base retrieval of bench tests is presented. The results of simulation are used at developing of an onboard exhaust gas temperature regulator of a upgraded turbine engine АИ-25 ТЛШ.

Tabl. 1. Fig. 2. Ref.: 5 items.

UDC 629.7.036.3

*Bedric B. Luboil as element of construction, non-destructive control and diagnostics of technique at «Condition Monitoring» // Aerospace technic and technology. – 2005. – № 9 (25). – P. 216 – 220.*

Necessity and opportunity of not destroying control of technics on parameters of lubricants is shown at their application on a condition. Theoretical preconditions and results of realization of application of oils and hydraulic liquids in engines and systems of military aircraft of Russia at which high technical and economic efficiency is provided are resulted.

Tabl. 2. Ref.: 5 items.

UDC 621.793.6 : 669.245

*Peuchev G., Zamkovoy V., Kalashnikov G., Andrey-*

*рйченко Н.В., Білозерцев О.С.* Ремонт зношених у процесі експлуатації елементів конструкції бандажних полиць робочих лопаток турбіни зі стопів типа ЖС // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 221 – 223.

Наведено результати розробки ремонту зношених у процесі експлуатації елементів конструкції ливарних робочих лопаток зі стопів типа ЖС (кромки пера, торці та гребні бандажних полиць) методом плазмено-порошкової наплавки, який був запропонован ІЕС ім. Е.О. Патона.

Іл. 4.

УДК 539.4:621.81

*Кулібаба В.В., Захаров В.Ю., Орешиников В.С., Голіков А.С.* Математичне моделювання процесів пружнопластичної деформації елементів роторних систем на основі просторових розрахункових схем // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 9 (25). – С. 224 – 225.

У роботі досліджені питання міцності конструкцій, виконаних з гіпотетичних матеріалів, здатних витримувати ті, що тільки стискають, напруги і що не чинять опір розтягуванню при деформації (наприклад, димохідних труб, дамб, зерносовищ – конструкцій, виконаних на основі структур цегла – залізо – бетон). Дані матеріали багато в чому аналогічні ідеально пластичному матеріалу.

Бібліогр.: 2 назви.

УДК 621.45.01 + 533.9.07

*Бачмет Г.К., Рибалов О.П.* Коефіцієнт тертя підпори маятникового тягоміра // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2005. – № 8 (24). – С. 226 – 227.

Розглянута модель коливань тягоміра маятникового типу у двох припущеннях, коли коефіцієнт тертя не залежить від швидкості переміщення тягоміра, а визначається реакцією підпори, та коли він залежить від швидкості переміщення тягоміра. Приведені оцінки складових одержаного рішення. Побудована залежність для коефіцієнта тертя підпори тягоміра на підставі врахування його швидкості. Визначено порядок коефіцієнта тертя підпори тягоміра.

Табл. 1. Іл. 1. Бібліогр.: 2 назв.

*chenko N., Belozertsev O.* Repair of service worn structural elements of turbine blades cast from ЖС-type alloys // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 221 – 223.

Represented are the results obtained when developing a process applied for repairing service worn structural elements of turbine blades cast from ЖС-type alloys (airfoil edges, shroud end surfaces and seal knife edges) by using a plasma and powder build up method offered by E.O. Paton Electric Welding Institute.

Fig. 4.

UDC 539.4:621.81

*Koulibaba V., Zacharov V., Oreschnickov V., Golikov A.* Mathematical modeling of processes elastoplastic Deformed of elements rotoren of systems on the basis of the spatial settlement circuits // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 9 (25). – P. 224 – 225.

In work the questions of durability of designs executed from hypothetical materials, capable are investigated to maintain only compressing pressure(voltage) and not to a stretching at Deformed (for example, of pipes, dams, – designs executed on the basis of structures a brick iron – concrete). The given materials in many respects are similar ideally plastik to a material.

Ref.: 2 items.

UDC 621.45.01 + 533.9.07

*Bachmet G., Ribalow A.* Factor of friction of the support pendular thrust stand // *Aerospace technic and technology.* – 2005. – № 8 (24). – P. 226 – 227.

The model of fluctuation pendular thrust stand in two assumptions when the factor of friction does not depend on speed of moving thrust stand's is considered, and defined by reaction of a support and when it depends on speed of thrust stand moving. Estimations composed the received decisions are given. Dependence for factor of friction of a thrust stand support is constructed in view of its speed. The order of factor of friction of a thrust stand support is determined.

Tabl. 1. Fig. 1. Ref.: 2 items.