

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
Національний авіаційний університет  
Навчально-науковий Аерокосмічний інститут



ПОЛІТ  
СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ НАУКИ

Тези доповідей XVII міжнародної  
науково-практичної конференції  
молодих учених і студентів

*4-5 квітня 2017 року*

СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

Київ 2017

УДК 001:378-057.87(063)

**ПОЛІТ. Сучасні проблеми науки. Сучасні авіаційні технології:** тези доповідей XVII міжнародної науково-практичної конференції молодих учених і студентів, м. Київ, 4-5 квітня 2017 р., Національний авіаційний університет / редкол.: М.С. Кулик [та ін.]. – К.: НАУ, 2017. – 111 с.

Матеріали науково-практичної конференції містять стислий зміст доповідей науково-дослідних робіт молодих учених і студентів за напрямом «Сучасні авіаційні технології» .

Для широкого кола фахівців, студентів, аспірантів і викладачів.

## **РЕДАКЦІЙНА КОЛЕГІЯ**

### **Головний редактор:**

*Харченко В.П.*, проректор з наукової роботи, д-р техн. наук, професор; заслужений діяч науки і техніки України; лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки

### **Заступники головного редактора:**

*Шмаров В.М.*, директор Навчально-наукового Аерокосмічного інституту, д-р техн. наук, професор

### **Члени редколегії:**

Кулик М.С., д.т.н., професор  
Дмитрієв С.О., д.т.н., професор  
Тамаргазін О.А., д.т.н., професор  
Ігнатович С.Р., д.т.н., професор  
Кіндрачук М. В., д.т.н., професор  
Фіалко Н.М., д.т.н., професор  
Іщенко С.О., д.т.н., професор  
Кас'янов В.О., д.т.н., професор  
Захарченко В.П., д.т.н., професор

### **Відповідальний секретар:**

*Герашенко Л.В.*, завідувач сектора організації науково-дослідної діяльності молодих учених і студентів

### **Контактні дані:**

Координатор секції «Сучасні авіаційні технології» - Маслак Т.П.  
тел.: (+38 044) 406-75-97  
www: <http://aki.nau.edu.ua/>, e-mail: [maslakt@yahoo.com](mailto:maslakt@yahoo.com)

*Рекомендовано до друку*

*вченою радою Навчально-наукового Аерокосмічного інституту (протокол № 4 від 30 травня 2017).*

*DESIGN, MAINTENANCE AND DIAGNOSTICS  
OF AIRCRAFT AND GAS TURBINE*

UDC 628.16:629.063.6(043.2)

**Zhdaniuk O.A.**

*National Aviation University, Kiev*

**FUEL SYSTEM WATER MANAGEMENT A330/A340 ENHANCEMENTS**

Since the entry into service of the A330 and A340 aircraft in the early 90's the aircraft utilization rate has increased by over 10%, reducing the time available for maintenance activities. The Maintenance Planning Document for the aircraft has a minimum interval of weekly for draining the A330/A340 aircraft fuel tanks of settled water, which can be difficult to achieve in the reduced maintenance time and can lead to accumulation of water in the tanks causing problems and aircraft delays. Responding to airline needs for increased aircraft utilization and regular maintenance actions Airbus has developed solutions, which will help to extend the water drain task interval on A330/A340 Family aircraft.

Airbus aircraft use a capacitance Fuel Quantity Indication System (FQIS) to measure the fuel level within the aircraft fuel tanks. The FQIS system is calibrated for use with jet fuel 'unusable' to full tank capacity. Therefore, when there is water in the proximity of the probes, the fuel measured capacitance changes. At an aircraft level in the cockpit, a key symptom of presence of water in fuel is degraded or failed (XXX) fuel quantity indication.

Airbus has developed solutions to enhance the efficiency of the fuel tank water drain and scavenge system. The modification for this consists of a new water scavenge pipe that draws water from the low point of this area.

There are different modifications, such as new water scavenge pipe, collector cell water scavenge pipe, new water drain remote pickup pipe, water scavenge jet pump, stand-by pump, etc.

The electrical modification allows normal stand by feed pump operation (when main pumps fail) or on normal pump selection and any failure, of components introduced the scavenge cycle without interference of the normal pump control system.

The in-service evaluation showed a reduction of up to 80% of the quantity of water drained. Therefore, this modification has proven effective and enables escalation of the water drain task interval.

An additional benefit is that minimizing water content in the aircraft fuel tanks significantly reduces the risk of microbiological contamination developing within the tanks and the costly maintenance and grounding activities associated with its removal.

*Scientific supervisor – A.I. Bogdanovych, Ph.D, associate professor*

UDC 629.735.046(043.2)

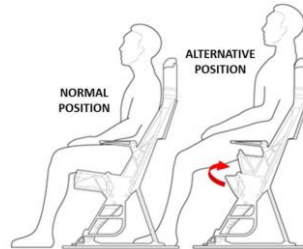
**Yefremov A.Y.**

*National aviation university, Kyiv*

## **NEW SEAT CONFIGURATION FOR AN-158**

The considered problem is the fact of the absence of Ukrainian planes in aviation transportation companies' fleets. It seems irrational, considering that Ukraine has opportunities for assembly line production. It is understandable why there are no low-cost companies from EU that are using Antonov airplanes.

After completing a research, there is the next statistics. Number of Antonov planes used by UIA 0, Motorsich– 3 (An-74TK-200, An-140-100, An-24 PB), Dniproavia – 0, UM Air – 0. Planes, which can perform passenger transportation flights, are An 140 & AN 158. Since there is no interest in planes that can take 50 passengers, AN 140 is no further being considered.



AN 158 can take 99 passengers on board in single class configuration. However, it's not practical, since passengers that have transfer flights and have paid for 1st class will have zero interest in flying economy class. AN 158 can take 76 passengers in double class configuration. However, it is not competitive with other planes like Boeing 737-300, Boeing 737-500, and Embraer -190. All of them have at least 105 passenger seats. Not taking into the consideration the planes' price, the only priority is to increase the number of passengers to make it more competitive.

The proposed solution is to replace economy seats by the new type like SkyRider seats. Because of their construction, they are lighter and require less legroom, which saves on average about 7 inches per seat. This type of seat decreases the seat pitch from 30 inches on average to 23 inches. Another parameter that will be changed is the seat height. Nevertheless, it will not cause any effect on overhead baggage bin height. Due to the decreased length of the seat cushions and shorter armrests, the seat weight is also reduced. Some may say, that it is not comfortable. However, it has common shape as saddle. If cowboys can sit for hours on it, passengers can do it for a short-range flight.

According to the calculations, new seat configuration can add up to 3 rows in AN-178. That is additional 15 seats, which will make 91 passengers in total. As a result, the price of a single ticket can be reduced by 28.4 %. It can make traveling by air more affordable.

Often low-cost companies tend to cut the luggage and carry-on weight. By following this trend, it may help to keep the same fuel weight. These minor changes might help to initiate the next branch of development in short-range flights for Antonov Airlines.

*Scientific supervisor – Maslak T.P., Ph.D., associate professor*

UDC 629.735.046(043.2)

**Sabadash K.E.**

*National aviation university, Kyiv*

## **THE FUTURE OF THE AIRCRAFT CABIN**

It's important to remember that the aircraft cabin is no more than an illusion of solid structure and volume, creating a sense of security, comfort and isolation from the elements, at elevations not fit for humans, within what is a surprisingly thin aluminium or composite shell. The aircraft cabin is not an environment akin to any other spaces on the ground. A large part of the elements which must go in the cabin are dedicated to insulation, to controlling cabin pressure, to ensuring the safety of passengers. Every element of the cabin components put inside the aircraft must comply to stringent regulations governing their properties for fire conduction and corresponding toxic emissions, as well as meeting dynamic testing requirements to resist sudden movements from turbulence, or to hold-up well enough in the event of a crash so that passengers can evacuate.



Many of these regulatory developments are born of lessons-learned from a time when aircraft crashes (and cabin incidents in flight), were far more common than they are today. During what many consider the Golden Age of aviation, aircraft structures did not meet these requirements, and which, to those familiar with the physics and dynamics behind today's regulations, seem unconscionable, though they were born out of ignorance of the risks—with tragic deadly results. Because of these lessons learned through loss of life, the elements of design in the aircraft cabin have been restricted.

*Scientific supervisor – Maslak T.P., Ph. D., associate professor*

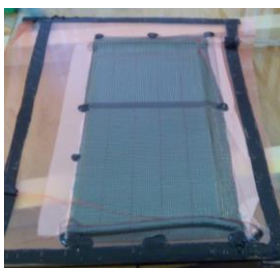
UDC 621.763:629.73(0432)

**Vienko D., Prince Chikezie**  
*National aviation university, Kyiv*

## **VACUUM INFUSION METHOD FOR AVIATION STRUCTURES MANUFACTURING MADE OF COMPOSITE MATERIALS**

Nowadays, vacuum infusion method is the technology, with the most potential of composite material manufacturing. The main peculiarity of this method is that the saturation of all the layers of reinforcement material (fiberglass, glass mat etc.), is carried out without brush handwork. Material in matrix can be divided into reinforcing and secondary ones. Reinforcing materials compile the future laminate, and determine its outcoming properties. Secondary materials are necessary just for conduction, of the process of infusion, and after finishing they are removed from the work-piece.

In infusion set all the materials are placed dry and at once. The number of layer is determined according to the thickness of the work-piece we want to produce. Meaning, we need to determine the arrangement of glass fiber layers with respect to each other, and the rate of their saturation with epoxy resin, and for the determination of optimal parameters, we conduct some tests. According to the results obtained, we choose the optimal set of materials, proportions of resin and catalyst, so that it would be enough binding agent for the whole work-piece saturation. For conduction of the process, we need: a certain number of reinforcing material layers (f.e. glass fibers); matrix or binding agent (f.e. epoxy resin); catalyst, which is used in ratio 6/10 to epoxy resin; chemical separator, used so that the fibers would not adhere to the working plane; conductive mesh, which allows the matrix to be equally distributed all over the work-piece area; release fabric, that won't let the conductive mesh to be adhered to glass fibers; bagging film, a sealer used to pressurize our work-piece under the bagging film; vacuum pump, that creates pressure of 1 atm above the bagging film and allows the epoxy resin flowing. The only disadvantage of the method is necessity of relatively expensive equipment. Advantages: 1.) vacuum infusion removes air collected in fibers and between layers in an efficient way, that increases strength of the work-piece; 2.) method contributes much better distribution of matrix over the layers; 3.) less toxicity; 4.) saving time for details manufacturing; 5.) optimization of the ratio of the reinforcing material to resin. This allows saving resin and efforts. Photos below show the work-piece ready for infusion and final composite plate.



*Scientific supervisor – V.V. Astanin, professor, Dr.E*

UDC 629.735.036.34:061.5(043.2)

**Mohammad Fakhar***National Aviation University, Kiev***COMPARATIVE ANALYSIS OF TURBOFAN ENGINES DESIGNED BY TWO FAMOUS DESIGN COMPANIES**

Each design bureau of aircraft engines has certain traditions of solving design and technological problems, which are based on the experience accumulated before. In this report, we propose to compare the design solutions used by the two well-known design firms in the development of turbofan aircraft engines: (CFM56-3 and IAE V2500-A1).

CFM International company is a joint venture between French Snecma Moteurs and American General Electric (GE). The CFM56 engines have been designed to power short-, medium-, and long-range commercial and military aircraft. The engine-airframe combo 737 entered revenue service in 1984 and quickly became one of the best-selling ever. While the International Aero Engines company is a consortium backed by five aero-engine manufacturers, formed in 1983 to produce the engine. The V2500 turbofan engine were set up to power the 120-180 seat aircraft was launched on January 1st 1984.

CFM56-3 and IAE V2500-A1 are twin spool, axial flow, and high bypass ratio turbofan type engine. The CFM56-3 contains 38 narrow-chord fan blades with a set of snubbers (clapper) which is a damper used to prevent blade flutter, while The V2500-A1 contains 22 Hollow WCFB (wide chord fan blades) and 22 Annulus Fillers which has been developed by The Rolls Royce to the V2500 engine family, due to their size, they are hollow from inside in order to reduce weight, because they have a significantly lower aspect ratio compared to narrow-chord fan blades. They do not require the extra support of snubbers, which significantly increases fuel efficiency, an added side benefit from wide-chord fan blades which is a lower chance of FOD to the core.

Also the CFM56-3 has a single annular combustor while the V2500-A1 has dual annular combustor and by comparison of these two combustors dual annular combustor is more efficient in a low operation mode the reason for this efficiency is due to the capability of using just one part of the combustor.

Due to the comparison between these two turbofan engines the CFM56-3 has a single stage high pressure turbine while V2500-A1 has double stage high pressure turbine also looking at the blade loading on a single stage HPT (high pressure turbine) is bigger than that on the double stage HPT. The single stage has a higher peripheral speed  $u$ , while the temperature which drop along the single stage is bigger than the temperature that drop along the first HPT in a double stage HPT. The main advantage of a single-stage HPT is reduction of its length almost in 2 times and the number of its parts, as well as the decrease in the amount of cooling air in comparison with their values in a two-stage HPT. The main disadvantage of a single-stage HPT is a low value of efficiency, as well as more severe heat-stressed conditions of its operation compared with the operation's conditions of a two-stage HPT.

In conclusion between the V2500-A1 and CFM56-3 the IAE was the first company which used WCFB and Dual annular combustor first while the CFM international company introduced these new technologies later on.

*Scientific supervisor – Gvozdetzkyi I.I., Ph.D, associate professor*

UDC 629.7.081(043.2)

**Zaharchuk O.V.**

*National aviation university, Kyiv*

## **CLEANING OF AVIATION TECHNIC DETAILS WITH A DRY ICE**

The overall technological process of repair of aviation equipment consists of such stages as receipt for repair, disassembly, cleaning, inspection, repair, Assembly, testing, transfer to the customer. This process step provides quality cleaning performance of the following types of works, search and identification of defects, application of galvanic and paint coatings, welding.

Common cleaning methods mechanical cleaning methods are inefficient and usually require further purification others require special equipment that has limitations on the dimensions of the parts, or cleaned with special chemicals. Therefore there is a need for implementation of methods devoid of the above disadvantages. This is the method of dry ice cleaning.

The technology of dry ice cleaning is an innovative method of cleaning without damaging the surface. The principle of jet spray of dry ice pellets under high pressure. Dry ice is the solid state of carbon dioxide. CO<sub>2</sub> is a colorless gas, without taste and smell, also contained in the atmosphere. Granules ejected from the nozzle at an initial pressure of compressed air from 7 to 14 bar with high speed and hit the surface down contamination.

Cleaning the surface occurs in several stages.

### **The first stage is Kinetic.**

Upon impact the dry ice pellets, which travel at the speed of sound in the compressed air on the external surfaces is the release of large amounts of kinetic energy that allows to break down contamination layer on the surface

### **The second stage – Thermal.**

The low temperature of dry ice granules of -79 °C leads to the formation of microcracks on the surface of the removed layer. This allows the particles of the dry ice to penetrate inside layer

### **The third stage of Sublimation.**

Dry ice penetrates the layer and instantly evaporates (goes from solid to vapor). As a result, the volume increases by 700 times, which causes an explosive effect that lifts the dirt layer from the surface.

Lastly, get a **Clean surface.**

The equipment for cleaning surfaces with dry ice includes: capacity for storage of carbon dioxide, equipment for production of dry ice pelletizer, storage container of granules, a compressor for generating compressed air, the machine cleaning gun nozzle, connecting hoses for the transport of dry ice and air.

Purification technology of aeronautical engineering parts dry ice is a completely dry process because dry ice pellets consist of CO<sub>2</sub> and vaporize immediately upon contact with the surface that is cleaned without producing waste, with the exception of themselves of contaminants. This also eliminates the corrosion of metal, because the surface does not come into contact with water and detergents.

*Scientific supervisor – V.V. Tokaruk, assistant*



**PARTICULAR FEATURES OF ASSEMBLING AND DISASSEMBLING OF AIRCRAFT BRAKING SYSTEM**

Wheel brakes are normally used to slow the aircraft down during landing, roll on the runway and to aid in directional control during ground handling operations as taxiing, steering and parking.

The large amount of heat generated while slowing the rotation of the wheels on large and high performance aircraft is problematic. Segmented rotor-disc brakes are multiple-disc brakes. Most feature numerous elements that aid in the control and dissipation of heat. Segmented rotor-disc brakes are heavy-duty brakes especially adapted for use with the high pressure hydraulic systems of power brake systems. Braking is accomplished by means of several sets of stationary, high friction type brake linings that make contact with rotating segments. The rotors are constructed with slots or in sections with space between them, which helps dissipate heat and give the brake its name. Segmented rotor multiple-disc brakes are the standard brake used on high performance and air carrier aircraft.

The brake assembly consists of a carrier, a piston and piston cup seal, a pressure plate, an auxiliary stator plate, rotor segments, stator plates, automatic adjusters, and a backing plate.

The carrier assembly, or brake housing with torque tube, is the basic unit of the segmented rotor brake. It is the part that attaches to the landing gear shock strut flange upon which the other components of the brake are assembled. On some brakes, two grooves or cylinders are machined into the carrier to receive the piston cups and pistons. Most segmented rotor-disc brakes have numerous individual cylinders machined into the brake housing into which fit the same number of actuating pistons. Often, these cylinders are supplied by two different hydraulic sources, alternating every other cylinder from a single source. If one source fails, the brake still operates sufficiently on the other. External fittings in the carrier or brake housing admit the hydraulic fluid. A bleed port can also be found. A pressure plate is a flat, circular, high-strength steel, non-rotating plate notched on the inside circumference to fit over the stator drive sleeves or torque tube spines. The brake actuating pistons contact the pressure plate. The pressure plate transfers the motion of the pistons to the stack of rotors and stators that compress to slow the rotation of the wheels.

Stators are flat plates notched on the internal circumference to be held stationary by the torque tube spines. They have wearable brake lining material riveted or adhered to each side to make contact with adjacent rotors. The liner is typically constructed of numerous isolated blocks.

Rotors are slit or segmented discs that have notches or tangs in the external circumference that key to the rotating wheel. Slots or spaces between sections of the rotor create segments that allow heat to dissipate faster than it would if the rotor was solid. They also allow for expansion and prevent warping.

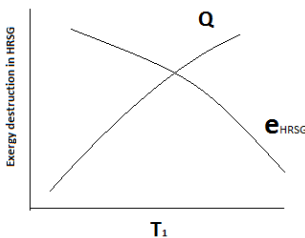
UDC 621.438

Lohinov A.A.

National aviation university, Kyiv

## THERMODYNAMIC ANALYSIS OF A COMBINED CYCLE POWER PLANT

Nowadays with developing of power plants in leading countries, given much attention to modernization of simple power plants structure to receive higher efficiency. The simple and complex thermodynamics schemes using gas turbine engines (GTE) as power generators exist. A simple thermodynamic scheme of the gas turbine includes an air compressor; the combustion chamber; multi-stage gas turbine; the electric generator. The introduction of combined cycle technology for thermal power plants is a perspective direction of modernization of existing ones. Combined cycle plant with a heat recovery boiler is the most promising. It is simple to use and has high efficiency of electrical energy production. In this report, thermodynamic analysis for the combined cycle plant presents. The results show that increase in the condenser pressure is lead to gradual decrease in the efficiencies and heat transfer of the plant as well as increase the heat rejection of condenser. An increase in the reference environment temperature results in considerable increase in the efficiency of the power plant. It is observed that the plant should be operated in full capacity in order to increase its power output, thus reducing the rate of heat loss and energy consumption in the plant. Analysis of a combined cycle power plant (Analys was performed for gas turbine SIEMENS SGT-800) must contain the following steps: thermodynamic analysis of system, combined-cycle analysis and exergy analysis. Parameters required for the thermodynamic analysis of systems is the output parameters of the gas turbine were input in a steam cycle calculation process. Gas turbine efficiency, exhaust gas mass flow and temperature and gas turbine power output were combined with appropriate steam data. The enthalpy, entropy, and exergy has been determined at each state point using mass and energy balances. The parameter commonly used to assess the performance of a combined cycle plant is the power – heat ratio (thermal efficiency) that is defined as the ratio of network output to the total heat input of the fuel. The simple energy balance is not sometimes sufficient to find out the



system defects. In this case the exergy analysis is useful to locate the systems imperfections. Exergy is composed of two parts: the physical exergy and the chemical exergy, it is assumed that the exergy due to kinetic energy and potential energy are negligible. Exergy is defined as the maximum theoretical useful work that can be obtained as a system interacts with an equilibrium state. The exergy flow of the working fluid is determined by the maximum useful work that can be obtained with a reversible transition of

the working fluid in a state of thermodynamic equilibrium with the environment. Plot above shows the effect of stack temperatures on the heat rejection into environments on the HRSG exergy destruction.

Scientific supervisor – L.G.Volianska, Ph.D, professor

## FUNDAMENTAL CONSTRUCTIVE SOLUTIONS OF BAGGAGE-TYPE EQUIPMENT FOR LOADING A STRETCHER PERSON ON AIRPLANES, NOT EQUIPED BY LOADING RAMP (TYPE AN-148/158)

Nowadays the lack of flying hospitals, that could provide a high range of area covering are one of the main problems for Ukraine Army. The best variant for this purpose is Antonov An-148 equipped with medical and resuscitator equipment. Taking into account experience of such airplane applying in the State Emergency Service of Russia the key problem is lying in onboard loading of a stretcher person. An-148 is not equipped with a rear cargo ramp and loading could be realized only through aft service door. Manual loading of the stretcher person is a complicated process, as the floor level is situated high.

It is obvious that to solve this problem it necessary to install the low mass and high strength device. In this work, general approaches for such lifting device design are described.

It is a telescopic crane which will provide the path of stretcher person onboard. After some iterations and design analyzes it was considered to make a rotational crane, which will hide in the upper part of the transport cabin and don't obstruct the pathway for onboard personal and crew.

The model of loading device was made in CAD CATIA (fig.1). Initial stress distribution analyzes (fig.2) for crane beam shows validity of proposed design.

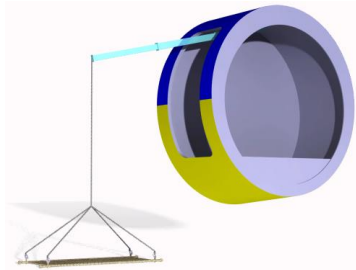


Fig 1. General sketch

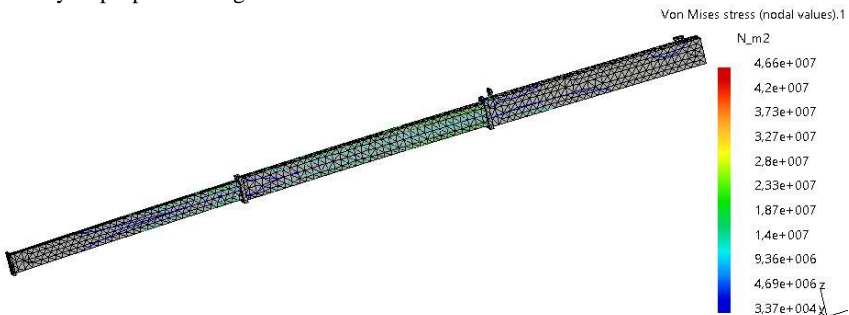


Fig.2. Stress distribution for crane beam

Scientific supervisor – S.S. Yutskevych, Ph.D., associate professor

UDC 621.452.3(643.2)

**Makarenko S.V.**

*National aviation university, Kiev*

## **DIAGNOSTICS AND REPAIR OF COMPRESSOR TV3-117**

One of the most important tasks of improving the aircraft engine is to increase the reliability and service life.

The reliability of gas turbine engines is heavily dependent on the reliability of the compressor and turbine blades, as they are the most loaded parts. The blades are exposed static, dynamic and cyclic loads, moreover, the turbine blades experience a cyclic thermal stress, they work in corrosive gas environment at a high temperature and subjected to gas corrosion. GTE blades have complex spatial geometry and are made from hard-deformable materials: heat-resistant, titanium and aluminum alloys. These increased requirements, such as on a metal structure, its chemical composition, mechanical properties, geometric dimensions, with the exception of defects.

TV3-117 Engine is one of the best in the world economy in its class, it has been achieved high efficiency units (compressor - 86%, the compressor turbine - 91%, free turbine - 94%). It has been successfully operated in the sea, arctic and tropical climates.

In this paper we propose a method to improve the quality of repair of blades, GTE TV3-117, on the basis of special powder-composite technology, which is based on the composition of the main features and principles of synthesis of combined (hybrid), macro-, micro- and nanotechnology, functional and technology orientation. These powder-metallurgy include a new class of organizational and technological forms of technology. On the basis of these technologies provides a qualitatively new set of properties of products. As will be discussed methods of repair and restoration of the blades, the blades classification, developed a progressive process of restoration and repair of blades and designed device for applying a vacuum ion-plasma coating.

In this paper, an analysis of the current state of the issue, repair and restoration of the blades of the gas turbine engine TV3-117. The existing methods of repair and restoration of GTE blades, examined the features of the design and GTE TV3-117, as analyzed kinds of damage to the compressor blades and turbine blades.

There are many technologies of regenerative repair of turbine engine blades, which have their advantages and disadvantages. But science is developing, so you need to apply more advanced technologies that will reduce the cost and increase the reliability, durability and wear resistance of gas turbine engine blades. These technologies are powder-composite technologies, which are based on the powder- composition of the main features and principles of synthesis of composite and functionally-oriented technologies.

*Scientific supervisor – O.E.Yakobchuk*

**EMISSIONS IN AIRCRAFT ENGINE AND NEW TECHNOLOGY TO REDUCE EMISSION**

Emissions from aircraft originate from fuel burned in aircraft engines. The emissions will be dependent upon type of fuel, aircraft engine, engine load and flying altitude. The emission factors produced in overall flying phases specifically GTE (gas turbine engine) are CO<sub>2</sub>, NO<sub>x</sub>, SO<sub>x</sub>, etc. CO<sub>2</sub> emission factors per fuel basis are well determined in terms of aviation fuel and has a well-defined quality. NO<sub>x</sub> and SO<sub>x</sub> are highly uncertain. Amount of CO<sub>2</sub> produced by air aircraft is creating:  $2C_8H_8 + 25O_2 \rightarrow 16CO_2 + 18H_2O$ .

This equation shows that CO<sub>2</sub> will be proportional to the fuel use. According to the source of IPCC guide lines about the default fuel use and emission factors for some aircraft types for LTO (landing/takeoff) cycle. KG/LTO.

Aircraft type	CO <sub>2</sub>	CH <sub>4</sub>	N <sub>2</sub> O	SO <sub>2</sub>	Fuel
A 320 (CFM56-5B)	2560	0,04	0,1	0,7	810
B 727 (JT8D-1)	4455	0,3	0,1	1,4	1410
DC-9 (JT8D-5)	2780	0,8	0,1	0,9	880
B737-400 (CFM56-3C1)	2625	0,08	0,1	0,8	830
Concorde (Rolls-Royce/Snecma Olympus 593)	20290	10,7	0,6	6,4	6420

While emissions are considered **PM** (particulate matter) emissions from aircraft engines are of major environmental concern as well because of their impact on global climate change. PM emitted from GTE can be classified into Volatile and Non-volatile. The PM emissions generated by aircraft engines are Nano-particles ranging size from (5 nm –100 nm) and contains a variety of toxic air pollutants, carbonaceous in nature. Measurement methodology of PM from aircraft can be done **FOA** (first order approximation) which measures PM mass and estimates volatile and non-volatile PM. These methods are: FOA v1.0 ,FOA v2.0 ,FOA v3.0.

**FOA v1.0:** To measure non-volatile PM. Here the fuel flow (FF) data and Smoke number (SN) can be obtained from ICAO data bank: **EI (mg/Kg) = 0.6(SN)<sup>1,8</sup>\*(FF)**.

**FOA v2.0:** To measure Volatile PM: **EI (mg/Kg) = 2.4(SN)<sup>1,8</sup>\*(FF)**.

**FOA v3.0:** It was developed to include all components: **EItotal = EIvols + EInvols**.

Since the emission produced by the jet fuels is playing a vital role in green house effect. For aircraft emission reduction new technologies are being introduced in which one of the most effective and nature friendly is **bio fuel**. Because biofuel is produced through contemporary biological processes (biomass) which means it’s derived directly from plants or indirectly from agriculture, commercial, domestic or industrial wastes. According to NASA’s testing bio fuel can cut soot emissions at least 50 percent. They said this fuel could cut greenhouse gas emissions up to 80 percent compare to traditional jet fuel. A good example for this purpose can be taken from Alaska airlines. They flew up to 75 commercial flights using bio fuel from cooking oil in 2011 and aims to use biofuel blend on all flights at least on one airport by 2020.

Scientific supervisor – A. Andriets, PhD, associated professor

UDK 629.7.014-519(043.2)

**Obodovsky I.I.**

*National Aviation University, Kiev*

## **THE PROJECT OF MINI WIND TUNNEL FOR MICRO-DRONE BLOWDOWN**

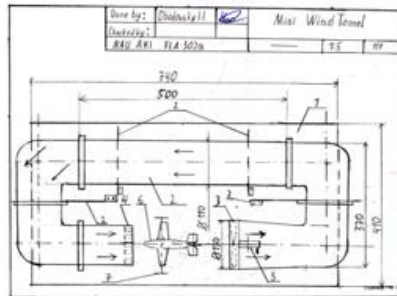
The quick development of drones during past 3 years revealed a problem of absence of any aerodynamic research during the process of mini-drones development. The developers of drones are in most cases avionics specialists, not familiar with aerodynamics. This leads to failure of mini-drones during operation even in zero-wind air. The drones face usual problem of entering critical angles of attack when being trapped by even calmest wind gusts. Also, non-skilled drone operators may not gently control their machines, which leads to entering critical angle of attack, too.

The solution of the problem is the mini wind tunnel UTAD-AKC-1. It is closed-type subsonic windtunnel, designed on basis of electric cooler of 30W power. The cooler performs 2250 rpm and provides the relative wind up to 5 m/s.

The tube itself is made from simple poly-vinyl-chlorite water pipes of standard diameter 110 mm, joined by means of Glue №88 and pressurized by means of silicone sealing component. The electric cooler is mounted on metal frame, that is attached to a wooden pedestal. It is powered from simple 220V home outlet. The diameter of the fan of the cooler is 130 mm, therefore the nozzle for accelerating the airflow also joins the cooler to the pipe. The nozzle is made from cardboard, reinforced by paper-mache using Glue №88. The wind tunnel has open type working part with honeycomb made from cocktail straws. The drone is mounted on the frame of the working part by means of two struts, rigidly attached to its port and starboard sides. The working part is also equipped with hoist that allows to change the angle of attack of the model (drone) when being attached to the aft holding strut of the model. Also, the elements of working part frame may be moved simultaneously or differentially in order to either fit the different locations of holding struts, or to imitate yawing of the model.



a)



b)

UTAD-AKC-1 a) General view; b) Top view scheme:

- 1 - Pedestal;
- 2 - Wooden holders;
- 3 - Electric cooler;
- 4 - Honeycomb;
- 5 - Hoist;
- 6 - Model;
- 7 - Model holders.

*Scientific Supervisor – S.S. Yutskevich, Ph.D, associate professor*

## INVESTIGATION OF FLIGHTS ON AIRBUS CORPORATE JETLINER

An Airbus Corporate Jetliner (ACJ) is now flying regularly to and from in Antarctica, transporting scientists more quickly and in greater comfort than by ship. The flight are the first to the Antarctica by any airliner, the first landings on ice by any Airbus aircraft, and mean that the Airbus ACJ Family is now lying on every continent, highlighting the versatility of the family. Captain Garry Studd explains operation of the aircraft in Antarctica. It is approaching midnight in Australia and Captain Garry Studd is preparing to fly a group of research scientists in Skytraders' Airbus Corporate Jetliner to Antarctica. Landing at night when the temperatures are lower means that the ice runway will have a better surface coefficient of friction. There are about 2,500 feet of ice underneath the runway.

So, what's like taking an Airbus aircraft to Antarctica and landing on an ice-runway? 'Blue-ice' simply means a runway surface that is kept clear of snow by the wind, and a 30 knots wind is typically what you get. We can restrict the centre-of-gravity when landing on ice to keep a better distribution of weight on all three landing gear to optimize the bearing strength of the ice.

One of the big challenges of regular Antarctic flights is the risk of an aircraft becoming unserviceable on the ground. Skytraders works to minimize the risk by keeping the aircraft well maintained and only committing to landings when everything is in good working order. 'We will only land if there is less than 5 knots of cross-wind, we have 'primary' GPS navigation and if the runway friction coefficient is 0.2 or better. We fly a fully managed approach and will typically use medium autobrake for landing', adds Captain Studd. 'After landing, we leave the slats and flaps in the '1+F' configuration, which allows easier detection of any trapped ice and snow and is also the setting that we will use for take-off. When it is time to leave, we do a wing anti-ice check, then we start the engines and it is back to Australia'.

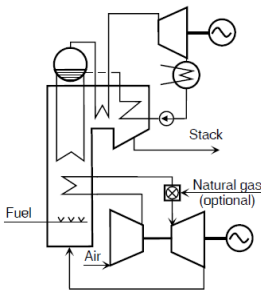
Antarctica, once of the preserve of polar explorers, is now regularly accessible to scientists through regular flights by the Airbus ACJ. The flights are made in an environmentally responsible way, with careful preparation and operation helping to ensure safety in challenging surroundings. The Airbus ACJ's ability to handle a wide range of climatic conditions means that it takes these demanding operations in its stride, highlighting once again the versatility and operational flexibility of the modern Airbus family.

*Scientific supervisor – A.I. Bogdanovych, Ph.D, associated professor*

## IMPROVING THE EFFICIENCY OF ENERGY TECHNOLOGICAL SCHEMES

The gas turbine is the most versatile item of turbomachinery today. It can be used in several different modes in critical industries such as power generation, oil and gas, process plants, aviation, as well domestic and smaller related industries. The increase of fuel prices becomes important, and in many cases, the main reason for the modernization of the power plants. Application of combined gas-steam cycle is effective method to increase the efficiency and power in energy industry, because of using advantage of steam cycle which works with low finally temperatures of working fluid and gas cycle wick works with high values of initial temperature of working fluid.

The advantages of converting a plant into a combined cycle unit by adding a topping cycle are: 1. Increase in total plant output, upto 25%; 2. Increase in efficiency, by 5%; 3. Fuel saving (15-20%); 4. Low investment cost for generating power compared to conventional units; 5. Low NO<sub>x</sub> emission.



The Joule cycle with external firing combined with the Rankine cycle

Ways to increase the efficiency of individual cycles were analyzed: for the gas turbine cycle it is increase the gas temperature before the gas turbine and the temperature decrease behind it, as well as reduced cooling air flow. The temperature of the exhaust gases from the gas turbine allows to obtain a steam temperature before the steam-turbine plant to 600 °C. Research in the development of the gas turbine with the temperature of the gases before the gas turbine of 1700 °C has been begun, this will allow to achieve efficiencies of above 45 % and to increase a temperature of exhaust gas going to the HRSG to 650-700 °C.

The most simple and effective way to increase the performance, capacity and efficiency of gas turbines is the injection of water into the flow path of the engine (STeam Injection Gas turbine). GP NPKG "ZORYa" - "MASHPROEKT" has experience in the production of combined cycle plants used for ship propulsion, which developed a unique combined unit "Водолей" with the regeneration water for the steam injection into the combustion chamber of a gas turbine engine. Addition of water to a fuel-air mixture increases the heat capacity of the overall mixture. Therefore the overall temperature level is reduced significantly when using the same amount of fuel.

In the coming decades, the technical process in the power engineering will be associated with combined-cycle technology. The world annual input of combined-cycle plants in the period 2000-2010 amounted to 25 GW (35%), almost two times higher than in the previous decade. The application of the combined steam and gas cycle is mandatory in enterprises today.



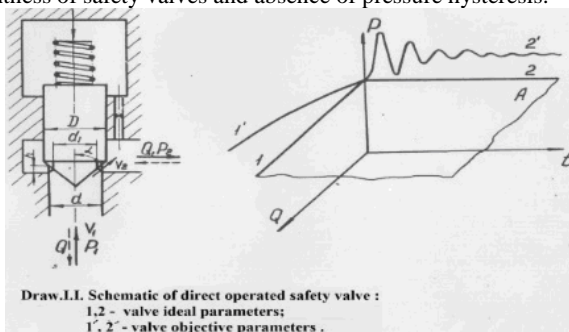
## HYDRODYNAMIC FORCE IN HYDRAULIC PRESSURE REGULATORS

The main requirement applicable to safety valves as pressure regulators is the accuracy of operation in static and dynamic modes. Ideally, the pressure should never go beyond the horizontal plane A (Draw I.I), the intersection of which with the coordinate planes POQ and POT defines static (flow) and dynamic (temporal) performances of the safety valve. The degree of approximation of valve objective parameters to ideal is specified by the accuracy of its operation.

In static (steady-state) mode the major problem is caused by the mathematical description of a zone that borders close on the throttling gap. In this point the potential energy of hydraulic pressure is almost completely converted into kinetic, that is accompanied by set of effects (hydraulic pressure head, jet contraction, cavitation and others), accurate measurement of which is complicated because of insufficient information.

So according to most of projects, devoted to the full-scale investigation of safety valves or acceded to them (for example distributor study, throttle study and others) basically are dealt with following questions:

- 1) theoretical and experimental determination of the velocity factor, jet contraction and discharge coefficient (or drag coefficient) in the process of throttling the liquid;
- 2) determination of flow-deviation angle in the process of liquid outflow through the valve orifice;
- 3) interaction of valve movable elements with liquid (hydraulic force calculation);
- 4) cavitation in the valve, its cause and remedy;
- 5) the action of temperature of working fluid on valve performances;
- 6) comparative evaluation of variable construction designs of the safety and overflow valves, their installation methods in hydraulic systems;
- 7) tightness of safety valves and absence of pressure hysteresis.



Scientific supervisor – V.S. But'ko, Ph.D, associate professor

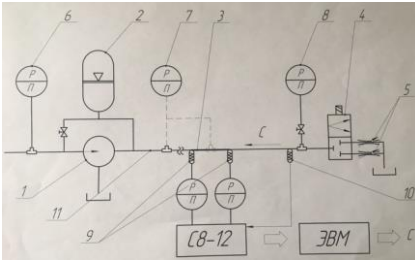
UDC 629.735.054.3-33

**Fadin A.O.**

*National aviation university, Kyiv*

## THE METHODOLOGY OF EXPERIMENTAL RESEARCH OF WAVE VELOCITY PROPAGATION PROCESS

Determination of the wave processes velocity both in long pipelines and certain segments is carried out at the special experimental installations. Principal hydraulic scheme and the system of installation measurement are given at the picture.



measuring segment was set.

Due to the fact, that oscilloscope SV-12 is a storage with a single array, about 25-30 measurements carried out in turn by each of sensors 9. It should be noticed that fronts on the figure correspond to the sensors of different polarity.

Under the certain connection, curves 1 and 2 become almost equidistant and with measured distance between them, at the zoomed picture, and known velocity of horizontal profile of oscilloscope's array, delay time of front propagation  $\tau$  on the distance  $L$  can be determined. Wave velocity can be found as

$$C_i = \frac{L}{kL}$$

where:  $L$  – distance on the oscilloscope figure in millimeters;  $k$  – proportion coefficient.

As a result of measurements and calculation according to the formula, the velocity of wave propagation was estimated under certain geometrical characteristics of long hydroline and also under variation of pressure at measured segments; its distance from the stream element and the beginning of pipeline were determined as well.

*Scientific supervisor – V.S. Butko, Ph.D, associate professor*

**ПРОЕКТУВАННЯ, ТЕХНІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ І ДІАГНОСТИКА  
АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ І ГАЗОТУРБІННИХ УСТАНОВОК**

УДК 681.32: 007.52(043.2)

Салами О.А.

Национальный авиационный университет, Киев

**СПОСОБ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО ДИАГНОСТИРОВАНИЯ  
ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

При эксплуатации газотурбинных двигателей (ГТД) большое значение имеет постоянный контроль технического состояния (ТС) его агрегатов с целью выявления необходимости проведения их технического обслуживания (ТО), ремонта или замены. В процессе эксплуатации ТС ГТД постоянно отслеживаться с целью своевременного выявления дефектов на их ранней стадии развития. Это дает возможность избежать появления особых ситуаций в полете, связанных с отказами агрегатов ГТД [1].

Способ параметрической диагностики компрессора ГТД включает определение базового и текущего параметров диагностирования, сравнение их друг с другом, на основе которого можно судить о ТС компрессора. В качестве базового и текущего параметров диагностирования используются адиабатический КПД компрессора. В процессе работы компрессора в зависимости от частоты вращения ротора компрессора высокого давления и температуры воздуха на входе в двигатель формируют значение приведенной частоты вращения ротора компрессора, по которой формируют значение базового коэффициента полезного действия компрессора, причем задают два уровня значений снижения КПД компрессора, с каждым из которых суммируют значение базового КПД. Полученные сигналы каждого уровня сравнивают с сигналом фактического КПД и по результатам сравнения судят о состоянии компрессора.

В процессе эксплуатации ГТД по комплексу измеряемых датчиками параметров определяется текущее значение адиабатического КПД компрессора ( $\eta_{\phi}$ ). Вычисление производится по следующей степенной функции [2]:

$$Y_j = C_0 \prod_{i=1}^{i=k} X_i^{C_i}, \quad (1)$$

где  $C_0$  – постоянный коэффициент,

$C_i$  – показатель степени  $i$ -го аргумента,  $i = 1 \dots k$ ,

$X$  – параметр одного из датчиков,

Параллельно формируют сигнал приведенной частоты вращения ротора компрессора высокого давления ( $n_{\text{пр}}$ ). Формирование осуществляется на основе сигналов датчиков  $n$  и  $T_{\text{вх}}$  по зависимостям, представленным в работе [1].

Сформированный сигнал ( $n_{\text{пр}}$ ) поступает в следующий блок, где с учетом заложенных в него значений КПД формируется базовое значение  $\eta_{\text{баз}}$  в зависимости от  $n_{\text{пр}}$ :  $\eta_{\text{баз}} = f(n_{\text{пр}})$ . Сформированный сигнал ( $\eta_{\text{баз}}$ ) поступает на вторые входы сумматоров, на первые входы которых поступают заранее рассчитанные заданные значения допустимых отклонений КПД ( $\Delta\eta_1$  и  $\Delta\eta_2$ ) первого и второго заданных уровней снижения КПД.

В процессе эксплуатации компрессора из-за накопления поврежденных конструкций, вызванных износом при выработке ресурса или действием внешних факторов, например возникновением забоин или разрушением рабочих лопаток ступени компрессора из-за попадания посторонних предметов в тракт ГТД, текущее значение адиабатического КПД отклоняется от базового значения.

В предложенном способе контролируется два уровня снижения КПД, выдаваемые с блоков на сумматоры. Суммированные значения ( $\eta_{\text{баз}}-\Delta\eta_1$ ,  $\eta_{\text{баз}}-\Delta\eta_2$ ), характеризующие степень отклонение текущего параметра КПД от допустимого, поступают соответственно на первые входы элементов сравнения, на вторые входы которых поступают сигналы ( $\eta_{\text{ф}}$ ), характеризующие текущее значение КПД компрессора. В случае, если  $\eta_{\text{баз}}-\Delta\eta_1 \geq \eta_{\text{ф}}$ , инициируется регистрирующее устройство 1, а в случае, если  $\eta_{\text{баз}}-\Delta\eta_2 \geq \eta_{\text{ф}}$  - инициируется регистрирующее устройство 2.

Регистрирующие устройства 1 и 2 могут быть выполнены различным образом, например в виде световых и/или звуковых сигнальных устройств или в виде табло.

Таким образом, при осуществлении способа одновременно контролируются два уровня снижения КПД ниже базовой характеристики.

При снижении КПД ниже первого уровня формируется сообщение о необходимости проведения осмотра и/или ТО компрессора (например, промыть проточную часть компрессора).

При снижении КПД ниже второго заданного уровня формируется команда о необходимости прекращения эксплуатации и направлении ГТД в ремонт для замены модуля компрессора.

Использование способа позволяет повысить точность диагностирования компрессора ГТД за счет использования при определении его состояния комплексного параметра – адиабатического КПД, а также обеспечить выявление дефектов на ранней стадии их возникновения.

### **Литература**

1. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. – М.: Машиностроение, 1983. – 206 с.
2. [www.findpatent.ru/244/2446386.html](http://www.findpatent.ru/244/2446386.html).

*Научный руководитель – Е.Ю. Евсюков, ст. препод.*

## ДІАГНОСТУВАННЯ СКЛАДНОГО ДИНАМІЧНОГО ОБ'ЄКТУ З ВИКОРИСТАННЯМ ШТУЧНИХ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ

Завдання діагностування, що використовують методи розпізнавання образів, можуть бути формально визначені як відображення з простору спостережень в простір рішень, що представляє собою завдання класифікації спостережень.

Найбільш складним при створенні системи визначення класу технічного стану (ТС) турбореактивного двоконтурного двигуна (ТРДД) є отримання (формування) масивів даних, які б охоплювали всі або, хоча б, основні можливі класи ТС двигуна. При цьому для того, щоб система мала необхідний рівень узагальнення, необхідно мати для кожного розглянутого класу ТС, що найменш, кілька десятків записів, які охоплювали весь діапазон зміни діагностичних ознак, які можливі в кожному розглянутому класі ТС.

Отримати таку інформацію в експлуатації практично неможливо. Складність полягає в тому, що авіаційна техніка і, в першу чергу, авіаційні двигуни ніколи не експлуатуються за стратегією «до відмови». Єдиним вирішенням цього питання є використання методів математичного моделювання для отримання недостатньої інформації. Для вирішення завдання підготовки даних для навчання нейронної мережі (НМ) і класифікаторів методів розпізнавання образів використовується математичні моделі (ММ) ТРДД. Модель дозволяє вирішувати пряму і зворотну задачі розрахунку процесу функціонування двигуна.

Пряма задача полягає в тому, щоб на основі відомих значень компонентів вектора параметрів стану і вектора режимних параметрів, визначити значення компонентів вектора параметрів робочого процесу. Зворотна задача (завдання ідентифікації) полягає у визначенні компонентів вектора параметрів стану, на основі вектора режимних параметрів і відомих значень компонентів вектора параметрів робочого процесу. До базових приймаємо прийняті стандартні атмосферні умови, як базовий режим роботи ГТД – злітний. Кожен клас ТС в навчальній вибірці (НВ) представляємо  $N = 20$  точками. Математична (термогазодинамічна) модель двигуна характеризуються досить великою кількістю ознак, що мають різну (як правило, відносно низку) інформативність [1, 2].

До того ж ознаки пов'язані з прогнозованим номером класу (стану) нелінійними зв'язками, а між собою деякі з них сильно корелюють (мультикореляція). Тому наступним завданням є оцінка їх інформативності та відбір кращих найбільш значущих ознак. За результатами розрахунків за ММ формуємо НВ і перевірочну вибірку (ПВ) [3].

Для подальшого підвищення якості розпізнавання і посилення інформативності ознак можна використовувати алгоритм контрастування або методи факторного аналізу. Методи факторного аналізу дозволяють здійснити факторний перетворення вихідних ознак, тобто, знайти так звані головні чинники (компоненти)  $F_j$  як лінійні комбінації початкових ознак  $X_i$  [4].

Для вирішення задачі розпізнавання стану на базі НМ використовуємо метод Кохонена і метод прямого поширення мережі. Виходячи з постановки задачі,

розпізнавання ТС двигуна найбільш повно відповідає метод Кохонена, дозволяючи не тільки кластеризувати поле вхідних даних, але і привести вихідні дані у відповідність вектору цілей навчання (прийнятої нумерації класів). Однак, ще на початковому етапі він не показав хороших результатів, тому в складі комплексного аналізу використовувався метод прямого поширення мережі, що складається з двох шарів з функціями активації *tansig*. Для навчання НМ в даному випадку були вибрані алгоритм навчання Левенберга-Марквардта і регуляризації Bayesia, а також зворотного поширення похибки.

Таким чином, метод діагностування ТРДД на основі НМ включає в себе наступні етапи:

- формування і ідентифікація ММ обраного типу двигуна;
- проведення чисельного експерименту, метою якого є отримання навчального і перевірного наборів діагностичних даних;
- навчання НМ і класифікаторів розпізнавання образів для розпізнавання класів ТС ТРДД;
- формування діагностичних ознак на основі ММ обраного типу двигуна;
- формування головних компонент (перетворення параметрів і ознак) за допомогою факторного аналізу;
- комплексний аналіз стану двигуна на основі процедур логічного висновку і багатокритеріального аналізу [5].

У результаті проведених досліджень можна зробити висновок про необхідність подальшого розвитку параметричного діагностування ТРДД з використанням НМ та комплексного підходу на основі логічного висновку на базі сумісного використання НМ та методів розпізнавання образів.

### **Література**

1. Дмитриев С. А. Диагностирование проточной части газотурбинных двигателей на переходных режимах. – К.: КМУГА, 1996. – 120 с.
2. Епифанов С.В., Кузнецов Б.И., Богаенко И.М., Грабовский Г.Г. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей. – К.: Техника. – 1998. – 312 с.
3. Кучер А.Г, Дмитриев С.А., Попов А.В. Определение технического состояния ТРДД по данным экспериментальных исследований с использованием нейронных сетей и методов распознавания образов // *Авиационно – космическая техника и технология*. – Х.: – 2007. – № 10/46. – С. 153-164.
4. Кучер А.Г, Дмитриев С.А., Попов А.В. Определение технического состояния ТРДД по данным экспериментальных исследований с использованием нейронных сетей и методов распознавания образов // *Авиационно – космическая техника и технология*. – Х.: – 2007. – № 10/46. – С. 153-164.
5. Кучер О.Г, Дмитриев С.О., Попов О.В., Тишкевич О.В. Комплексный метод распознавания стану ТРДД з використанням нейронних мереж та методів розпізнавання образів // *Авіаційно – космічна техніка і технологія*. – Х.: – 2008. – № 10/57. – С.51-61.

*Науковий керівник – О.В. Попов, к.т.н., доц.*

## **СТАН І ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ СИСТЕМИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ КОСМІЧНИХ ЗАСОБІВ**

На зорі створення космічної техніки система експлуатації (СЕ) не розроблялася, під створювану техніку кожен головний конструктор закладав свою нормативну базу експлуатації, що обумовлювало нерегульоване функціонування СЕ, викликало додаткове навантаження на обслуговуючий персонал і наднормативних витрат матеріальних і технічних ресурсів.

Досвід експлуатації космічних засобів (КЗ) зумовив необхідність розробки методології створення і пошуків шляхів підвищення ефективності функціонування і супроводу СЕ КЗ на етапі штатної експлуатації.

Під СЕ КЗ розуміється сукупність об'єктів, засобів і органів експлуатації, що забезпечують створення і функціонування орбітальних угруповань космічних апаратів (КА) для вирішення цільових завдань космічних систем (комплексів).

Метою функціонування СЕ КЗ є технічне забезпечення створення і підтримання в заданому стані орбітальних угруповань КА.

Система експлуатації КЗ є складною організаційно-технічною системою, що складається з технічної, організаційної і функціональної підсистем, при взаємодії яких забезпечується вирішення завдань, що стоять перед нею.

Виходячи з планів розвитку КЗ, економічних можливостей і науково-виробничого потенціалу країни, основними напрямками розвитку СЕ КЗ є:

- оптимізація складу КЗ за рахунок вдосконалення тактико-технічних характеристик, уніфікації завдань і впровадження новітніх технологій;
- створення лабораторної бази з широкими можливостями щодо діагностування і прогнозування технічного стану КЗ;
- вивчення можливостей переходу до експлуатації КЗ за технічним станом;
- розвиток науково-методичної бази СЕ КЗ на основі комп'ютеризації і практичної спрямованості наукових результатів;
- розробка нормативно-технічних і керівних документів щодо нових завдань і структурних перетворень;
- вдосконалення системи професійно - психологічного відбору і спеціальної підготовки обслуговуючого персоналу з використанням автоматизованих засобів тестування і тренажерних комплексів.

Стан і перспективи розвитку космічної галузі в Україні.

*Науковий керівник – М.Ф.Молодцов, к.т.н., с.н.с.*

УДК 621.454.3(043.2)

**Северин Б.А.**

*Славянский колледж Национального авиационного университета, Славянск*

## **ПОВЫШЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ НАДЕЖНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С ПОМОЩЬЮ СЛОИСТЫХ МЕТАЛЛОПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Создание материалов, позволяющих существенно снизить массу, повысить ресурс и безопасность эксплуатации конструкций – важная и постоянно актуальная проблема для авиационной техники.

На протяжении многих лет основным конструкционным материалом для самолетостроения были алюминиевые сплавы. В последнее время существенно увеличивается объем использования композиционных материалов.

Принципиально новым конструкционным материалом для силовых конструкций авиационной техники являются слоистые гибридные металлополимерные композиционные материалы (МПКМ, за рубежом их называют волокнисто-металлические слоистые материалы FML – Fibre Metal Laminates). Они состоят из чередующихся тонких (0,3...0,5мм) металлических листов и прослоек пластика, армированного высокопрочными волокнами (органическими, арамидными, углеродными, борными, стеклянными). Количество и структура листов и полимерных прослоек определяется назначением детали и конструкции. В настоящее время практическое применение нашли:

- слоистые алюмокомпозиты марки СИАЛ (слоистый гибридный материал, состоящий из тонких листов алюминиевых сплавов и прослоек стеклопластика);
- алюмоорганопластики марки АЛОП (слоистые металлопластики на основе тонких листов алюминиевого сплава и арамидных органопластиков);
- алюмоуглепластики марок АЛКАР (слоистый металлопластик на основе тонких листов алюминиевого сплава (с защитой от коррозии) и слоев углепластика).

В европейских авиационных производителей наиболее часто используются слоистые металлополимерные композиционные материалы «алюминий-стеклопластик» под маркой GLARE. Они применяются в конструкции самолетов гражданской авиации, в частности в конструкции самолетов фирмы Airbus (A-380; A-350). МПКМ обладают свойствами алюминиевых сплавов и полимерных композиционных материалов. По сравнению с монолитными алюминиевыми листами слоистые материалы обладают уникальным комплексом свойств: высокой прочностью; пониженной плотностью; высокой прочностью, а также повышенными жаростойкостью, ударостойкостью и достаточной коррозионной стойкостью. Такое сочетание свойств в МПКМ успешно реализовано в конструктивных элементах самолета Ан-124-100. Область применения металлопластиков – элементы конструкций, работающие в условиях усталостного нагружения.

*Научный руководитель – О.Б. Сулиман, преподаватель*



УДК 629.735.083.06 (043.2)

Попов Д.В.

Національний авіаційний університет, Київ

## ОПТИМІЗАЦІЯ ПРОГРАМ З ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Оптимізація складається в забезпеченні збалансованих характеристик і властивостей виробів авіаційної техніки (АТ) по сукупності визначальних ознак, що сприяють найбільш ефективній їхній реалізації в умовах експлуатації.

Метою формалізації сукупності властивостей елементів функціональних систем та побудова моделей управління, є видача керуючих дій та рекомендацій, щодо технічного обслуговування (ТО) елементів складних систем, які складаються з трьох блоків: блоку оцінки властивостей елементів об'єктів експлуатації, блоку прийняття рішення та блоку прийняття рішень. На етапі експлуатації, при заданих характеристиках й властивостях об'єктів експлуатації, управляючими впливами є: обсяг й періодичність проведення ТО, оптимізація яких проводиться з урахуванням впливу – навколишнього середовища, засобів контролю і діагностування, якими користуються, та особливості організації робіт з ТО експлуатанта.

Для виділення певного конструктивного елемента системи з ряду інших елементів кожному елементу повідомляється формальна відмітна ознака – код. Використання коду рівносильне завданню множини відомостей про характеристики й властивості елементів систем, а також про номенклатуру, структурне розташування елементів, що утворюють складну систему. Множина факторів записується в певній послідовності, створюючи впорядкований кортеж:

$V_K = \{x_1^{i_1}, x_2^{i_2}, \dots, x_n^{i_n}\}$  де  $i_j = \begin{pmatrix} j=1 \div n \\ i=1 \div m \end{pmatrix}$  – множина станів  $j$  ознаки. Якщо

визначити оптимальні «базові» властивості й характеристики «ідеальних» виробів й відповідні їм стратегії ТО:  $V_B = \{B_1^{i_0}, B_2^{i_0}, \dots, B_n^{i_0}\}$  то на основі порівняння й оцінки ступеня відхилення характеристик виробів АТ від базових векторів можна вирішити ряд поставлених завдань. За таких умов виникає багатокритеріальний компроміс, головною особливістю якого є те, що використання його рішення не є єдина точка зору, а є множина ефективних рішень, або оптимальних рішень за Парето. Використання кортежу зручно для запису інформації про об'єкт при автоматизованому рішенні практичних завдань, тому що кожний компонент кортежу займає в ньому певне положення, що дозволяє досить ощадливо робити запис інформації і її пошук. Метою створення автоматизованої системи є оптимізації процесів ТО виробів АТ, на основі розробки економічно обґрунтованих цілеспрямованих рекомендацій з удосконаленням виробів АТ, що забезпечують впровадження ефективних стратегій і режимів ТО.

Такий підхід для прийняття відповідальних рішень дозволяє сполучити оптимізацію із прогнозуванням, при цьому безпосередньо прогнозуються не параметрами моделі, а вхідні дані в математичну модель, що служить для визначення оптимального сполучення властивостей об'єкта експлуатації.

*Науковий керівник – В.І. Бурлаков к.т.н., проф.*

УДК 629.735.083.06 (043.2)

**Литвин Ю.О.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ПРОГНОЗУВАННЯ ПРОЦЕСУ ВТОМНОГО РУЙНУВАННЯ КОНСТРУКЦІЙНИХ ЕЛЕМЕНТІВ З АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВІВ ЗА СТАНОМ ДЕФОРМАЦІЙНОГО РЕЛЬЄФУ ПОВЕРХНІ**

Проектування повітряних суден на даний час виконується на основі трьох принципів: безпечного ресурсу, безпечного руйнування, допустимого пошкодження. Реалізація принципу допустимого пошкодження можлива тільки за наявності адекватних методів та методик прогнозування процесу росту втомних тріщин. Прогнозування кінетики втомних тріщин необхідне як у прогнозуванні, так і на етапі натурних випробувань нових зразків авіаційної техніки, оскільки дозволяє визначити «слабкі» місця конструкції, скоротити тривалість цього трудомісткого і затратного етапу створення повітряного судна

Вірогідність виникнення і розвитку втомних тріщин зумовлена дією циклічних навантажень при реалізації вимоги мінімізації маси. Втомні тріщини спостерігались в елементах крила, фюзеляжу, оперення та в інших відповідальних частинах конструкції літака. Процес втоми в загальному випадку має дві стадії: зародження тріщини та розвиток тріщини. Співвідношення тривалості цих стадій змінюється в широких межах в залежності від рівня діючих напружень, схеми навантаження, стану матеріалу і т.п. В деяких випадках стадія розвитку видимої тріщини може складати 60...90 % загальної довговічності, для зразків з концентраторами напружень вона особливо тривала. Цю стадію називають живучістю матеріалу.

Прогнозування тривалості стадії поширення втомних тріщин на даний час виконується головним чином на основі механіки руйнування.

Ключовим рівнянням механіки руйнування є рівняння Періса, в якому швидкість розповсюдження втомної тріщини визначається на основі обчислення коефіцієнта інтенсивності і емпіричних коефіцієнтів, які вказують на стан матеріалу при циклічній деформації.

Інкубаційна стадія втомних тріщин в плакованих алюмінієвих сплавах супроводжується формуванням деформаційного рельєфу поверхні поблизу концентраторів напружень. В роботах, які проводились в НАУ, був запропонований ряд кількісних параметрів деформаційного рельєфу, серед яких найбільш інформативними є: параметр пошкодження  $D$ , який вказує на інтенсивність деформаційного рельєфу; фрактальна розмірність  $D_p/s$ , яка описує форму кластерів деформаційного рельєфу параметри шорсткості. Був встановлений тісний кореляційний зв'язок між процесом накопичення втомного пошкодження та вказаними параметрами деформаційного рельєфу

В основі представленої роботи лежить припущення про можливість обліку локального пошкодження поблизу отвору при аналізі процесу розповсюдження втомної тріщини. Параметри деформаційного рельєфу при цьому розглядаються як характеристики матеріалу які еволюціонують в процесі циклічного навантаження.

Облік процесу структурного пошкодження в процесі циклічного навантаження дозволить підвищити точність прогнозу швидкості втомної тріщини і тривалості її

розповсюдження.

Дослідження деформаційного рельєфу поверхні монокристалів алюмінію проводились в НАУ в рамках розробки монокристалічних сенсорів втоми.

Було показано, що оптичний метод контролю дозволяє визначити щільність смуг ковзання, які формуються на поверхні монокристалів при їх циклічному навантаженні. Кількісним показником накопиченого втомного пошкодження при цьому була щільність смуг ковзання. Доведена фрактальна природа деформаційного рельєфу поверхні монокристалів, що визначило можливість застосування додаткового кількісного параметра – фрактальної розмірності.

Дослідження деформаційного рельєфу поверхні плакованого шару конструкційних алюмінієвих сплавів Д16АТ, В95, 2024Т3, 7075Т6 методами оптичної мікроскопії, електронної скануючої і трансмісійної мікроскопії, безконтактної інтерференційної профілометрії, проведені в НАУ, довели можливість кількісної оцінки накопиченого втомного пошкодження по деформаційному рельєфу поверхні.

Був запропонований параметр пошкодження, який визначається за насиченістю деформаційного рельєфу поверхні, встановлені закономірності його еволюції при різноманітних режимах циклічного навантаження. На рис.1.18 показані оптичні зображення зміни насиченості деформаційного рельєфу при циклічному навантаженні зразків сплаву Д16АТ.

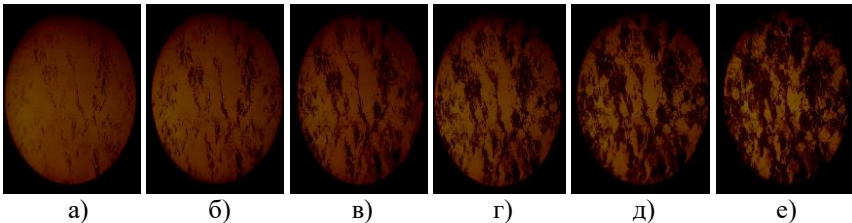


Рис. 1. Еволюція деформаційного рельєфу Д16АТ в умовах консольного вигину при  $\sigma_{max}=147$  МПа,  $R=0$ :

- а) 15000 циклів,  $N\%=0,95\%$ ; б) 30000 циклів,  $N\%=1,89\%$ ;
- в) 60000 циклів,  $N\%=3,79\%$ ; г) 100000 циклів,  $N\%=6,3\%$ ;
- д) 330000 циклів,  $N\%=20,8\%$ ; е) 711000 циклів,  $N\%=44,86\%$

Представлені на рис.1. фотографії деформаційного рельєфу отримані при 400х збільшенні. Діаметр підконтрольної ділянки при цьому складає 0,35 мм.

Основний об'єм експериментів був виконаний на зразках листового плакованого сплаву Д16АТ

Розроблюваний метод прогнозування живучості може бути використаний, насамперед, для контролю технічного стану обшивки фюзеляжу, тому фактичні експлуатаційні напруження в обшивці фюзеляжу сучасного літака визначали режими навантаження при проведенні випробувань на втому.

*Науковий керівник – С.В. Щепак, к.т.н., доц.*

## **МОДЕРНІЗАЦІЯ КОНВЕРТОВАНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ З МЕТОЮ ПІДВИЩЕННЯ ЇХ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ТА ЕКОНОМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК**

В даний час поширена тенденція реконструкції наземних газотурбінних установок, що припускає використання високотехнологічних авіаційних двигунів і їх вузлів, які істотно знижують витрати на експлуатацію та підвищують надійність газотурбінних установок [1], в тому числі і модернізація раніше конвертованих морських газотурбінних двигунів (ГТД). В процесі конвертації ГТД конструкція основних елементів двигуна залежить не тільки від основних параметрів, робочого процесу, що визначаються технічним завданням, а й від наступних вимог [2]:

- основних вимог до конвертації;
- обраної принципової схеми конвертації;
- вигляду базового ГТД (конструкції його елементів і параметрів циклу);
- залишкових запасів міцності деталей базового ГТД після напрацювання;
- можливості технологічного зміцнення і відновлення деталей базового двигуна після напрацювання в експлуатації;
- ступеня конкурентності двигуна на ринку збуту і можливого обсягу замовлень (економічної доцільності).

Вищевказані вимоги справедливі як для потенційно знов розроблених двигунів на базі авіаційних, так і морських ГТД.

В даний час найбільш повно свої технічні та термодинамічні можливості ГТД реалізують в енергетичних парогазових установках. У складному суміщеному термодинамічному циклі Брайтона - Ренкіна найбільш ефективно (з найбільшим ККД) енергетично використовуються можливості високотемпературного підведення теплової енергії до робочого середовища (газова частина циклу) і низькотемпературний його відведення в парової частини при конденсації водяної пари. Такі енергетичні установки при оптимізації параметрів обох частин термодинамічного циклу в конденсаційному режимі роботи при номінальній потужності можуть мати ККД більше 60 %, що недосяжно в окремо ні газотурбінної, ні паротурбінної установками. Як показали дослідження, парогазові установки найбільш гнучко і ефективно реалізують свої маневрені можливості в напівпікової частини графіків електричних навантажень, а газотурбінні установки – в пікової їх частини [3].

### **Література**

1. Использование конвертированных авиационных газотурбинных двигателей: статья / С.Д.Медведев, В.Б. Балякин – Самара: Вестник Самарского государственного университета аэрокосмического имени академика С. П. Королева № 3 (19), 2009. С -292 – 298.
2. Некоторые вопросы конвертирования авиационных ГТД / Е.А.Гриценко, А.М. Идельсон // Новые технологические процессы и надежность ГТД: Сб. ЦИАМ. М.: 1992. – С.42-51.
3. Газотурбинные двигатели в энергетике: достижения, особенности, возможности: статья / В.М. Ковецкий, Ю.Ю. Ковецкая – Киев: Научный сборник «Проблеми загальної енергетики» 17/2008 – 2008, с. 24-30.

*Науковий керівник – Дмитрієв С.О., д.т.н., проф.*

**ТЕХНОЛОГІЇ ТА ТЕХНОЛОГІЧНЕ ОБЛАДНАННЯ АЕРОПОРТІВ**

УДК 678.032:629.735.08(043.2)

**Амиргулова А.Д.***Національний авіаційний університет, Київ***КАУЧУКОВА РЕВОЛЮЦІЯ: ВИГОТОВЛЕННЯ ГУМИ З КУЛЬБАБИ**

Кульбаби - скромні рослини, які є відмінним альтернативним джерелом для сировини високого попиту - натурального каучуку, що є основним компонентом десятків тисяч виробів: від автомобільних і авіаційних шин до медичного обладнання. Дослідники Фраунгофера створили основу для великомасштабного виробництва високоякісного каучуку з європейської кульбаби. В даний час натуральний каучук виготовляють з гевеї бразильської. Підвищення попиту і потенційні проблеми, пов'язані зі спустошливим грибок каучукового дерева, зробили натуральний каучук в якості цінного ресурсу. 95% світового виробництва натурального каучуку припадає на Південно-Східну Азію. Виробництво його із кульбаб може зменшити залежність від імпорту з Азії і запобігти перетворенню тропічних лісів в сільськогосподарські угіддя. В аграрному аспекті кульбаба є невибагливою рослиною, яку можна вирощувати недалеко від шинних заводів, на непридатній для сільськогосподарської діяльності землі. Це дозволить значно скоротити транспортні маршрути і оптимізувати логістичні витрати, зменшити викиди вуглецю в атмосферу і обсяги вирубки найважливіших для екосистеми планети тропічних лісів.

Як формується каучук в білій рідині? Молочна рідина, що містить каучук, виробляється в спеціальних камерах в кульбабі. Відповідальним за формування каучуку є білковий комплекс. Ці кулясті частки заповнені поліізопреном, основним компонентом гуми, і оточені захисним покриттям. Друге дослідження, яке було проведено з участю дослідників з ІМЕ і Університету Мюнстера, показало ще один важливий білок, який відіграє ключову роль у формуванні довгих ланцюгів поліізопрену. Саме ці полімери надають гумі еластичності і пружності. Продуктивність цих шин вже доведена в дії, виробник Continental випробував перший варіант. Однак це ще не всі новинки із кульбаб від Continental. На виставці IAA-2016 в Ганновері з інноваційного матеріалу було представлено деталі кріплення двигуна, які мають покращену віброізоляцію, та перший підвісний підшипник карданного вала, який дає змогу скоротити вібрації, що передаються на шасі. Все це сприяє більш комфортному і безпечному водінню.

Промислове використання натурального каучуку з кульбаб є надзвичайно перспективною технологією, так як вона відкриє можливість для більш екологічного виробництва якісних автомобільних шин, без компромісів в питаннях якості продукції та продуктивності.

*Список використаних джерел:*

1. <https://www.autocentre.ua>
2. <https://phys.org>

*Науковий керівник – О. М. Білякович, к.т.н., проф.*

UDC 696.7.072.6:656.71(043.2)

**Babenko A.Yu.**

*National Aviation University, Kyiv*

## **OFFERS FOR CONVENIENT PASSENGER TRANSPORTATION USING ELECTRIC BUS AT AIRPORTS**

As it is known, the airport bus or airport shuttle bus used to transport people to/from, or in airports. These vehicles usually are equipped with plenty of space for luggage, and include a special branding. The first fully-electric airport bus worldwide, so far, only prototypes of electric buses have been in service at airports all over the world. Nowadays solution is developed for “COBUS” models to upgrade diesel buses with a complete e-drive and to operate these trend-setting vehicles at the airport. This innovative concept of the “COBUS” 2700/3000 and the drive technology guarantee high availability, 75% reduction of energy costs compared to diesel or gas driven buses, minimum maintenance, emission-free operation and attractive design of the interior for perfect passenger comfort.

The concept: using the latest energy storage technologies, it is now possible to accumulate electricity so efficiently that it can be used in vehicles for transportation on airports. The design: low-floor bus with kneeling system, the electric bus is a low-floor airport bus with a floor height of approx. 280 –290 mm so that the bus can be entered from the ground easily. The pneumatic “kneeling system” assures that passengers of any age group are guaranteed a safe and comfortable step height making both entering and exiting a short time process. The bus offers three extra wide passenger doors on each side, equipped with safety devices that guarantee protection of the passengers.

The energy storage system: reliable and safe, the most suitable batteries at present are batteries with lithium ferrophosphate cells. The electric bus is equipped with 4 battery packs located on the roof top for which two capacities can be chosen, and a minimum capacity of 85 kWh is recommended. A reliable battery management system is provided to control the batteries and to monitor battery temperature and voltage.

The brake system: energy recovery when braking. The brake system is controlled by two separate, independent circuits. Moreover, the brake system is designed as a regenerative system – as soon as the driver slows down, the first stage of energy recuperation is activated and the engine acts as a generator.

The charging system: charging with high and low power. The batteries can be charged with the on-board charger in which a wall box provides the connection to the grid. The off-board charger allows loading the batteries by 100% within 2–3 hours, depending on the battery capacity and the charger power chosen.

The service concept: minimum costs and high availability. The combination of proven bus components already applied to in thousands of other systems and high quality technology assures a minimum of costs for maintenance and a high availability of the fleet. So, during researching, it is determined that electric bus based on proven technology: fully electric design, highly efficient power train, latest battery technology, local emission-free, low-noise, reduced maintenance costs, low-floor bus with kneeling function, comfortable interior, easy and fast access for passengers, financial benefits through energy savings.

*Scientific supervisor - Pryimak L.B., associated professor, PhD.*

УДК 629.73.03.419 (043.2)

Бойко І. С., Данилейко О. В.

Національний авіаційний університет, Київ

**НАНОСТРУКТУРНА МОДИФІКАЦІЯ КОМПОЗИЦІЙНИХ ПОКРИТТІВ  
ДЛЯ УЩІЛЬНЕНЬ НАСОСНОГО ОБЛАДНАННЯ АЕРОПОРТІВ**

Перекачування палива складає близько 35% від усіх технологічних операцій з паливно-мастильними матеріалами в аеропорту. Торцеві ущільнення є одним із головних елементів насосного обладнання аеропортів та паливозаправних та розвантажувальних штанг. Саме технічний стан торцевих ущільнень визначає ресурс та безпеку заправного обладнання.

Можливі різні схеми реалізації ущільнювального вузла, а саме: кераміка-сталь, сталь-сталь з покриттям. Нанесення композиційних покриттів є більш раціональним з точки зору динамічних впливів на ущільнення в період запуску та зупинки насосу. Компоненти покриття повинні бути бездефіцитними та неексплуатаційними, а шихта повинна наноситися неенергоємними технологіями. Таким чином для покриття було обрано композицію карбід кремнію – оксид алюмінію. Але відома проблема нанесення цих компонентів – висока пористість покриттів, низька покривність. Вирішити це питання можливо за рахунок модифікації шихти нанорозмірними частинками заліза (рис. 1. а ліворуч).

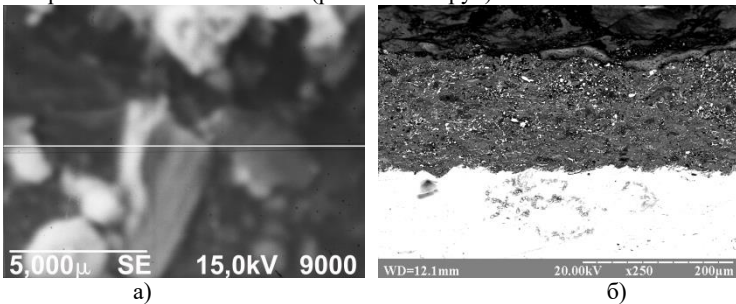


Рис. 1. Електронні фотографії: а – порошок системи карбід кремнію – оксид алюмінію з нанорозмірними часточками заліза зб. 9000; б – структура детонаційного покриття з цього порошку зб. 250.

За рахунок такого технологічного рішення покривність покриття, що нанесене детонаційним методом (рис. 1. б), збільшується до 90%, а пористість знижується до 1%. Як наслідок висока адгезія до підкладки та суттєво покращена зносостійкість. За рахунок підвищеної суцільності сталеві деталі ущільнення гарно захищені від впливів присадок авіаційного палива.

Отже застосування нових композиційних покриттів дозволить значно підвищити ресурс торцевих ущільнювальних агрегатів, та знизити їх вартість так як використовується схема сталь – сталь з покриттям. Значно зменшаться експлуатаційні витрати суттєво підвищиться екологічна чистота та безпека технологічного обладнання аеропортів.

*Науковий керівник – А. Г. Довгаль, к.т.н., доц.*

УДК 004.35: 629.73(043.2)

**Грицак Н.В.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ПЕРСПЕКТИВИ ВПРОВАДЖЕННЯ 3D-ДРУКУ В АВІАЦІЙНІЙ ПРОМИСЛОВІСТІ**

Ця стаття підводить підсумки популярних 3D процесів друку в аерокосмічній промисловості. Описано матеріали, розроблені спеціально для використання в аерокосмічній промисловості. Розглянута поточна діяльність, пов'язана з 3D-друком у різних світових компаніях і організаціях .

За деякими експертними розрахунками, аерокосмічна галузь, що характеризується тривалим періодом часу і низькими обсягами виробництва, є промисловістю, яка найкраще підходить для прибуткового 3D-друку. Є три основних способи використання цієї технології аерокосмічної промисловості:

1. Тестування конструкцій і зниження витрат на інструменти: внесення змін є простим способом оновлення конструкції в цифровому файлі і друку скоригованої частини.

2. Виробництво легких частин: зменшення ваги повітряного судна є одним з пріоритетів, оскільки це може знизити витрати на паливо і поліпшити аеродинаміку.

3. Вирішення питань інвентаризації: управління запасами запчастин є однією з ключових задач для галузі.

За останні кілька років, 3D-друк став одним з основних способів виготовлення деталей з титану. Технологія 3D-друку створює титановий сплав абсолютно новим способом формування, таким чином, виробляє широкий асортимент високоякісних виробів з цього металу. Це особливо актуально в області аеронавтики і астронавтики, де сплави титанового 3D-друку набувають все більшої і більшої цінності [1].

Європейський проект RepAIR - група з 12 партнерів, включаючи Boeing і Lufthansa Technik, був заснований в 2013 році, щоб вивчити потенціал 3D-друку, з метою зниження витрати на обслуговування, і ремонтні операції, а також скоротити загальний час простою повітряних суден [2]. GE Aviation стала першим виробником в аерокосмічній промисловості, який отримав схвалення від Федерального управління цивільної авіації США на використання 3D-друкованих частин у комерційних реактивних двигунах. Якщо говорити про Airbus, то 3D-друк став ідеальним рішенням для поставки запасних частин для деяких старіших літаків.

*Літературні джерела:*

1. <https://www.flyer.co.uk>
2. <https://3dprintingindustry.com>

*Науковий керівник – О.М.Білякович, к.т.н., проф.*



**ВИКОРИСТАННЯ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНИХ МАТЕРІАЛІВ У АВІАЦІЙНІЙ ПРОМИСЛОВОСТІ**

У створенні перспективних аерокосмічних систем нового покоління ключовим фактором досягнення успіху являється використання комплексного підходу до проектування, в основі якого лежить використання інтелектуальних конструкційних систем і матеріалів, які здатні автономно адаптуватися і формуватися у залежності від зовнішніх умов і внутрішніх факторів. У загальному випадку вони повинні самостійно пристосовуватися до змін і непередбачуваних ситуацій в умовах поставленої задачі. При цьому висока надійність таких матеріалів забезпечується можливістю самовідновлення, аналогічно до регенерації в біологічних системах.

Галузі застосування інтелектуальних конструкційних матеріалів і мікросистем в авіації:

- моніторинг стану композитних матеріалів (система Smart Layers дозволяє реєструвати зміну структури матеріалу і виявляти тріщини);
- подавлення структурних вібрацій ( система SMART);
- подавлення шуму (технологія Ultra Quiet Cabin);
- управління морфінгом площин крила (проект Smart Wing Project особливо ефективний при створенні нових безпілотних апаратів)

Переваги інтелектуальних конструкційних матеріалів:

- покращення льотно-технічних характеристик повітряного судна за рахунок адаптації аеродинаміки і поверхонь крила до умов польоту за принципом зворотнього зв'язку;
- збільшення терміну служби функціональних компонентів – за рахунок збереження структури;
- збільшення ресурсу обшивки – за рахунок використання покриттів, які самовідновлюються;
- підвищення комфорту екіпажу і пасажирів – за рахунок зниження вібрації і шуму.

Напрямки дослідження NASA Biologically Inspired Materials Institute:

- матеріали і покриття, які самовідновлюються;
- регуляторні структури і системи, які самоорганізуються;
- сенсорні і активні елементи з покращеними характеристиками;
- композити на основі полімерів, кераміки, адгезивів з новими властивостями;
- структури на основі графену.

*Літературні джерела:*

1. [https://uk.wikipedia.org/wiki/Позумні\\_матеріали](https://uk.wikipedia.org/wiki/Позумні_матеріали)
2. <http://www.bbc.com/news/science-environment-15096393>

*Науковий керівник – О.М. Білякович, к.т.н, проф.*

УДК 656.022.3:629.312(043.2)

**Данилейко О. В.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ІСТОТНІ КРИТЕРІЇ, ЩО МАЮТЬ ПЕРВИННУ ЗНАЧУЩІСТЬ ПРИ ВИКОРИСТАННІ ТРАНСПОРТУ ДЛЯ ПОСАДКИ ІНВАЛІДІВ ТА ОСІБ З ОБМЕЖЕНИМИ ФІЗИЧНИМИ МОЖЛИВОСТЯМИ**

Визначено специфічні вимоги щодо охорони здоров'я та безпеки, а також, деякі вимоги щодо функціональності та роботи транспорту, призначеного для доставки аеродромом, між будівлею аеровокзалу і повітряним судном, та здійснення посадки інвалідів та осіб з обмеженими фізичними можливостями. Головне в конструкції устаткування стосовно безпеки - це задоволення психологічних чинників, тобто відчуття благополуччя, безпеки, фізичного комфорту пасажирів і уникнення паніки.

Загальні вимоги. Устаткування транспортних засобів посадки інвалідів та осіб з обмеженими фізичними можливостями, повинно відповідати вимогам EN 1915-1, EN 1915-2, EN 1915-3 і EN 1915-4.

Конструкція електроапаратури повинна враховувати будь-яке потенційно можливе втручання пасажирів, з'єднаних з кардіостимуляторами або супровідною електроапаратурою. Потрібно розглядати вимоги EN 60601-1 відносно будь-якого медичного устаткування, яке може бути використане на посадковому транспорті.

Розрахунки міцності потрібно здійснювати відповідно до EN 1915-2.

Габаритні розміри посадкового транспорту мають бути якомога меншими, відповідно до функції їх призначення. Загальна ширина посадкового транспорту в умовах переміщення (з прибраними стабілізаторами) не повинна перевищувати 2 600 мм. Висота транспорту у повністю зниженому положенні має бути не більше ніж 4,0 м. З практики визначено обмеження висоти у 3 800 мм, що задовольняє більшість місцевих обмежень висоти головного аеропорту.

Самохідний посадковий транспорт з кабіною водія повинен мати альтернативний засіб виходу для водія у разі аварійної ситуації. Він повинен розміщатися якнайдалі від звичайного виходу.

На всіх визначених місцях на самохідного посадкового транспорту мають бути встановлені системи утримування, як мінімум, повинен бути в наявності поясний ремінь безпеки.

Якщо встановлено кабіну водія, це не повинно ускладнювати пересадку пасажирів з повітряного судна. Кабіна водія може бути розміщена з будь-якої сторони.

Повинно бути можливо згладити передачу інвалідного крісла або ношак-візках від посадкового транспорту до повітряного судна, наприклад за допомогою забезпечення суцільного або вручну приєднуваного, сполучного мостового переходу. Перепади за висотою між переходами не повинні перевищувати 5 мм.

Висновки. Розглянуті мінімальні істотні критерії, що мають первинну значущість щодо підвищення надійності, безпеки, економічності і придатності до використання транспорту для посадки інвалідів та пасажирів з обмеженими фізичними можливостями.

*Науковий керівник – В. В. Варухно, к.т.н., доц..*

УДК 629.73.03.419 (043.2)

Зубченко К. Є.

Національний авіаційний університет, Київ

## ПІДВИЩЕННЯ ПАЛИВНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ ТА ЕКОЛОГІЧНОЇ ЧИСТОТИ ДВИГУНІВ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ АВІАЦІЙНОЇ НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ

Як відомо основним агрегатом силової установки сучасної АНТ є двигун внутрішнього згоряння, що значно ефективніший та економічніший за авіаційний, та потужніший за електричні аналоги. З часом відбувається заміна традиційних двигунів на економічні та інжекторні нового покоління відомих світових фірм виробників Deutz та Cummings. В конструкціях цих двигунів для збільшення коефіцієнту наповнення циліндра та більш ефективної продувки циліндрів встановлено по два впускних та випускних клапани, що ускладнило проблему герметизації системи клапан-сідли, та підвищення їх зносостійкості (рис. 1. а).

Сідла клапанів, як і самі клапани, працюють в дуже важких умовах. Температура вихлопних газів в бензинових двигунах може досягати 950-980°C. При цьому сідла клапанів піддаються дії циклічних теплових і ударних навантажень, а також хімічній і фізичній дії газів паливної суміші, що відходять (рис. 1.б).

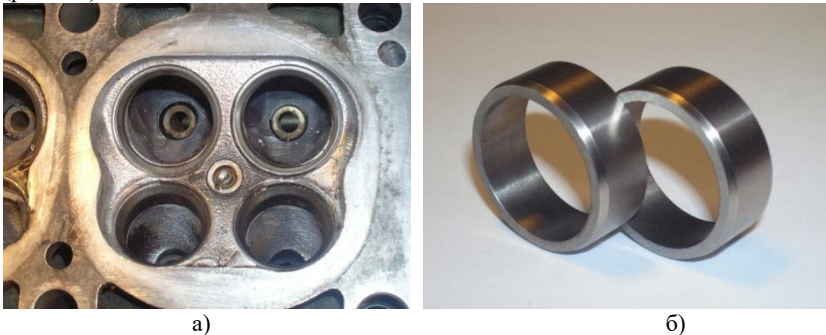


Рис. 1. Головка блоку циліндрів двигуна ЗМЗ 406 (а) та сідла клапанів з композиційного матеріалу (б).

У якості основи матеріалу для сідел клапанів обрано карбід титану, що може бути отриманий з рутилу наявного в ресурсній базі України. Для підвищення щільності матеріалу в нього варто вводити металевий складник в якості основи якого обрано жароміцний та корозійно-стійкий нікель. Одночасно з технічними вимогами до матеріалів виносяться і економічні вимоги – мінімальна вартість складових компонентів, мінімальна їх кількість та найдешевша технологія їх отримання. Таким чином потрібно з'ясувати склад та технологічні особливості отримання композиційного матеріалу та визначення його властивостей. Отже, така система та технологія отримання матеріалу дозволить отримати достатню кількість однотипних кільцевих виробів для подальшої їх обробки та встановлення у якості сідел клапанів.

Науковий керівник – А.Г. Довгаль, к.т.н., доц.

УДК 629.73.712 (043.2)

**Карпин М.І.**

*Національний авіаційний університет, Україна*

## **СУЧАСНІ ВИМОГИ ДО ТРАНСПОРТНИХ ЗАСОБІВ ЗІ СТРІЧКОВИМ КОНВЕСРОМ**

Визначено основні вимоги щодо охорони здоров'я та безпеки авіаційного персоналу, а також, вимоги до функціональності та експлуатації транспортних засобів зі стрічковими конвесрами, що призначені для навантаження/розвантаження окремих одиниць багажу або вантажу при наземному обслуговуванні більшості типів повітряних суден цивільної авіації.

У рамках проведення гармонізації національної нормативно-технічної бази у галузі авіаційної наземної техніки до вимог європейських стандартів творчим колективом кафедри технологій аеропортів значна увага була приділена вирішенню питань вищезазначеної гармонізації стосовно вимог до засобів механізації з обслуговування повітряних перевезень, зокрема, до спецмашин, обладнаних стрічковими конвесрами.

Як свідчить аналіз сучасної бази європейських стандартів, стрічкові конвесери мають відповідати вимогам EN 1915-1, EN 1915-2, EN 1915-3 і EN 1915-4. Розрахунок міцності та стійкості потрібно виконувати у відповідності до EN 1915-2.

Електрична система транспортних засобів зі стрічковим конвесром повинна відповідати вимогам EN 1175-1 за винятком даних систем стандартних автомобільних шасі.

Транспортний засіб зі стрічковим конвесром має бути придатним до обслуговування певних типів повітряних суден, для яких було зпроектовано дану спецмашину.

Якщо передбачено регулювання за висотою обох кінців стріли, конструкція повинна передбачати незалежне регулювання кожного з них.

Необхідно забезпечити доступ до точок технічного обслуговування, навіть з стрілою в найнижчому положенні, за відключеного джерела енергії.

Всі гострі краї або кути, що утворюються під час виробничого процесу, мають бути закруглені з мінімальним радіусом у 1 мм.

Висновки: гармонізація національної нормативно-технічної бази у галузі авіаційної наземної техніки до вимог європейських стандартів має важливе значення для розширення співпраці між провідними виробниками/постачальниками АНТ та суб'єктами аеропортової діяльності в Україні, удосконалення державної системи сертифікації у галузі аеропортового обладнання та технологій, підвищення і забезпечення якості та надійності машин, рівня безпеки при експлуатації АНТ і захисту навколишнього середовища.

*Науковий керівник – Варюхно В.В., к.т.н., доц..*

### ВОДИЛЬНИЙ АЕРОДРОМНИЙ ТЯГАЧ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН З ПОКРАЩЕНИМИ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Буксирування повітряних суден є однією з невід’ємних операцій передполітної підготовки. Тому для швидкого, цілодобового, всесезонного та всепогодного виконання розкладу польотів цивільних повітряних суден аеропорту широким колом провідних фірм авіаційної наземної техніки спроектовано та виготовлено спеціальні типи літакових тягачів, що можуть бути водильними та безводильними. Водильні тягачі, як правило більш універсальні, так як обмежуються лише наявним тяговим зусиллям на гачку в момент зрушення системи тягач-літак та геометричними розмірами, що можуть бути знівелювані за наявності надто довгого водила. Мета спеціалістів з наземного обслуговування повітряних суден постійно покращувати його якість, швидкість, економічність, екологічну чистоту, але жодним чином не погіршуючи безпеку.

Отже проект тягача з покращеними експлуатаційними характеристиками відрізняється наступними конструктивними особливостями (рис. 1.):

- зчпні пристрої 1 та 6 є двопозиційними та з рівнем що регулюється в залежності від злітної маси повітряних суден, що експлуатуються;
- кабіна 2 запатентованої форми з лобовим склом підвищеної оглядовості;
- ведучі мости 3 та 5 розміщені на незалежній підвісці, та одночасно являються керівними для покращеної маневренності;
- гідрооб’ємна трансмісія тягача має механізм турбоохолодження робочої рідини 8 для тривалої роботи з важкими повітряними суднами в спекотну погоду.

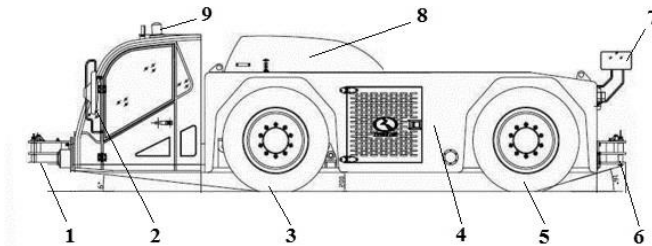


Рис.1 Аеродромний тягач: 1- передній зчпний пристрій; 2 – кабіна водія покращеної оглядовості; 3 – передній міст; 4 – відсік двигуна та гідрооб’ємної трансмісії; 5 – задній міст; 7 – люстерко нагляду за зоною зчепки; 8 – система турбоохолодження робочої рідини; 9 – проблisковий маячок.

Отже, запропоновані конструктивні заходи аеродромного тягачавимагають ретельного наукового дослідження та суттєво покращать його функціональність, безпеку та можливість обслуговувати найжвавіший розклад польотів літаків.

*Науковий керівник – А. Г. Довгаль, к.т.н., доц.*

УДК 656.7.072(043.2)

**Марковець А.А.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ДО ПИТАННЯ БАГАТОФУНКЦІОНАЛЬНОСТІ ПОСАДКОВИХ ПАСАЖИРСЬКИХ ГАЛЕРЕЙ**

Пасажи́рські поса́дкові галере́ї призначені для посадки (висадки) пасажирів безпосередньо з будівлі аеровокзалу в кабінку літака без виходу на перон, минаючи проміжні транспортні засоби. Зазвичай такі трапи встановлюються в аеропортах з об'ємом перевезення, що перевищує 2 млн. пасажирів у рік. Вони мають такі переваги:

- створюють найбільший комфорт для пасажирів, так як забезпечується повний захист пасажирів від негоди, шуму двигунів і потоків пилу і газу;
- наближають літак до аеровокзалу, що дозволяє значно скоротити шлях руху;
- забезпечують можливість індивідуальної посадки пасажирів в літак безпосередньо після початку реєстрації;

дозволяють розвантажити перон від транспортних засобів.

До недоліків пасажирських посадкових галерей можна віднести:

- їх установка пов'язана зі значними матеріальними витратами і специфічними вимогами до архітектури аеровокзалу, які виправдовуються при значному пасажиропотоку;
- використання можливо тільки якщо літак знаходиться поруч з терміналом, тим самим обмежується число парувальних місць. Тому деякі аеропорти, наприклад, міжнародний аеропорт «Бориспіль», як і раніше використовують пересувні трапи на віддалених стоянках;
- літак, що знаходиться біля терміналу, як правило, не може самостійно вирулити зі стоянки (зважаючи на обмеження щодо використання реверсу), тому необхідне його буксирування, що вимагає додаткових витрат часу і наявності спеціальної техніки та персоналу;
- руління "заднім ходом" заборонено, хоча теоретично може застосовуватися на літаках з високо розташованими двигунами (у них менша ймовірність потрапляння в двигуни сміття і предметів, піднятих реверсом з перону, ніж у літаків з двигунами під крилами), і на гвинтових літаках, за допомогою реверсу гвинта;
- у зимовий час можливе примерзання і пошкодження літака, якщо місце стиковки не було належним чином оброблено протиобліднювальними засобами.

На даний час еволюція використання пасажирських посадкових галерей йде в бік розширення їх функціональності, конструктори провідних виробників таких як СІМС (Китай) або FMT (Швеція) забезпечують встановлення в конструкціях посадкових галерей систем електроживлення змінного та постійного струму, а також систем кондиціонування салону ПС.

Це дає змогу зменшити кількість одиниць АНТ та засобів механізації під час наземного обслуговування повітряних суден, що дасть змогу суттєво збільшити комерційну швидкість обслуговування, і забезпечить більший прибуток аеропорту.

*Науковий керівник – О.М. Білякович, к.т.н., проф.*

## TECHNOLOGY OF THE CATERING LOADING INTO THE AIRCRAFT OF EXTRA-HIGH PASSENGER DECK

One of the indispensable technology of aircraft ground handling is loading and off-loading the catering for flight and passenger deck refurbishment (replacement of head-rest and arm-rest fabric covers). In order to hold all operations properly and safely, the special vehicle of aircraft ground support equipment is to be used developed and operated (fig. 1.). It should have a properly designed vehicle chassis equipped with stabilization system 8 when the specific equipment 5 of the vehicle is exposed into the working configuration. The power plant of the vehicle is to be capable of driving all main and auxiliary accessories to support the proper vehicle performance. Emergency systems as well as power sources are to be foreseen in order to overcome the possible accident during the aircraft ground handling. The specific equipment of the catering vehicle should consist of the following main elements:

- hydraulically-driven elevation gear of multi-scissors type 4 with two-powered cylinders 3 each capable supporting the fuel load of the van body 5;
- hydraulically-driven stabilizing system 8 in order to provide the vehicle stability when the van body is elevated within the severest wind shear load that is possible on the apron during the aircraft ground handling;
- the proper painting, overall marks and light warning of the vehicle that is required to be allowed for application on the apron.

The scissors lift gear is to be properly calculated for sufficient hydraulic cylinder performance and capability of elevation from the rest point.

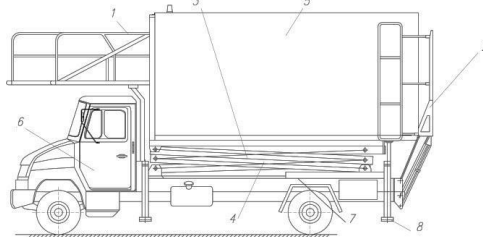


Fig.1 The catering vehicle for handling of extra-high aircraft deck: 1-retractable platform; 2 - rear platform; 3 – the hydraulic cylinder of the elevating gear; 4 – multi-scissors link elevating gear; 5 – elevated van body; 6 – cabin with chassis 3UJ 5301; 7 - elevating gear support frame; 8 – stabilizers.

Conclusions. The design of this catering vehicle with double-scissors mechanism provides loading and unloading the food from the aircraft with high location of galley doors. This configuration has a high level of control and safety during operation. All controls, hydraulic and electrical equipment are to be designed in compliance with all Safety Standards and operate in a failsafe manner.

*Scientific supervisor – A.G. Dovgal, Ph.D., associated professor.*

УДК. 629.73:62(043.2)

**Притула В. І.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **МІНІМІЗАЦІЯ ПОКАЗНИКІВ НЕБЕЗПЕК ПРИ ВИКОРИСТАННІ АЗОТНИХ АБО КИСНЕВИХ АГРЕГАТІВ**

Визначено специфічні вимоги щодо охорони праці та технічної безпеки, а також, деякі вимоги щодо функціональності та роботи азотних і кисневих агрегатів, призначених для всіх типів повітряних суден, що експлуатуються у цивільній авіації. Розглянуті мінімальні істотні критерії, що мають первинну значущість при забезпеченні безпеки при роботі із вказаними установками.

Азотні та кисневі агрегати повинні розроблятися для використання тільки одного типу газу. Розрахунок даних установок має проводитися згідно існуючих технічних норм та стандартів. Самохідні агрегати повинні бути обладнані зручним робочим місцем водія. Одною із самих мінімальна вимог є обов'язкова наявність паска безпеки поясного типу. Самохідні агрегати з кабіною водія повинні мати альтернативний засіб виходу для водія у разі аварійної ситуації. Він повинен розміщуватись, якщо можливо, якнайдалі від звичайного виходу.

Газові балони повинні фіксуватися за допомогою затискувачів або стаціонарного кріплення на спеціально пристосованих площадках. Окрім цього, балони, що монтуються на агрегатах з двигунами внутрішнього згоряння, повинні захищатися безпечно відстанню або спеціальними щитами від впливу підвищених температур, які можуть бути викликані роботою двигуна або системи вихлопу. Вентилі балонів повинні захищатися від механічного пошкодження.

Шланги для видачі кисню або азоту повинні бути відповідної міцності, відповідної довжини і мають бути виготовлені з відповідного матеріалу. Їх укладання має здійснюватися у спеціальні ніши і надійно фіксуватися під час транспортування, щоб уникнути їх пошкодження, гнуття, перекручування або скручування. Компоненти конструкції, які контактують із киснем повинні виготовлятися з відповідного матеріалу, наприклад міді, нікелю, мідного сплаву з мінімальною часткою міді у 55 %, мідно-нікелевого сплаву. Кисневі агрегати повинні бути спроектовані з можливістю розміщення, як мінімум, одного легкодоступного для оператора вогнегасника на 6 кг. Конструкція кузова агрегату та засобів розміщення шлангів та кріплення повинна бути такою, щоб унеможливити зайве накопичення кисню. Кабіна водія має бути також захищеною від виникнення у ній великих концентрацій кисню.

**Висновок:** Конкретизовано технічні вимоги щодо мінімізації небезпек в розділі, що можуть виникнути під час введення в експлуатацію, роботи і обслуговування азотних і кисневих агрегатів, які використовуються згідно специфікації наданій виробником або його уповноваженим представником. Також враховуються деякі вимоги, які визнані, як суттєві, органами влади, виробниками повітряних суден та авіаційної наземної техніки (АНТ), а також авіакомпаніями та агенціями з транспортної обробки вантажів.

*Науковий керівник – Л.В.Курбет, асистент*



УДК. 656.714:621.335.53(043.2)

**Романчук М.О.,***Національний авіаційний університет, Україна***ПІДВИЩЕННЯ РІВНЯ БЕЗПЕКИ ПРИ ВИКОРИСТАННІ  
УСТАТКУВАННЯ ДЛЯ НАЗЕМНОГО РУХУ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

Визначаємо вимоги щодо охорони здоров'я та безпеки, а також, деякі вимоги щодо функціональності та експлуатації устаткування для наземного руху повітряних суден, яке застосовують до всіх типів повітряних суден, що зазвичай експлуатуються у цивільній авіації. Розглянуті максимальні критерії, що мають первинну значущість для забезпечення безпеки ПС при наземному русі.

Устаткування для наземного руху повітряних суден повинне відповідати вимогам, якщо інше не визначене у стандарті.

На тягачах з кабіною повинні бути системи пристроїв пасивної безпеки. Для водія, як мінімум, мають бути паски безпеки наколінного типу.

Кузов тягачів повітряних суден необхідно розробляти так, щоб полегшити доступ для заміни коліс і шин за допомогою використання відповідного піднімального устаткування.

Якщо тягач повітряного судна забезпечений буксирувально-штовхаючим підйомником, його необхідно убезпечити за допомогою спеціального механічного стрижня фіксації.

Електрична система акумуляторно-привідного устаткування для наземного руху повітряних суден повинна відповідати технічним вимогам, за винятком стандартного самохідного шасі.

Тягачі, розроблені з більше ніж одним режимом рульового керування, щоб запобігти зміні режиму, повинні бути обладнані блокувальними пристроями. Блокування має відбуватися доти доки всі колеса не знаходяться в прямому положенні, і доки швидкість руху не перебільшує 5 км/год. Вибраний режим рулювання має бути чітко вказаний оператору.

Гідравлічні системи рулювання повинні забезпечувати пріоритет щодо живлення рульового керування відносно будь-якого іншого гідравлічного устаткування, що живиться від того ж джерела живлення.

Якщо використовують електронні засоби контролю рулювання, має бути гарантія, що оператор забезпечений покажчиком будь-якої відмови, яка може несприятливо вплинути на роботу системи рулювання.

Висновки: Встановлено технічні вимоги щодо мінімізації небезпек, які можуть виникнути під час введення в експлуатацію, роботи і обслуговування устаткування для наземного руху повітряних суден. Експлуатація вказаного обладнання має певну специфіку, яку слід враховувати згідно з інструкціями, наданими виробником або його уповноваженим представником. Тут також враховано деякі важливі вимоги, які визнані органами влади, виробниками авіаційної повітряної та наземної техніки (АНТ), а також авіакомпаніями та агенціями з транспортної обробки вантажів.

*Науковий керівник – В.В. Варюхно, к.т.н., доц.*

## **ПРОДОВЖЕННЯ РЕСУРСУ ДЕТАЛЕЙ ДВИГУНІВ ВНУТРІШНЬОГО ЗГОРЯННЯ АВІАЦІЙНОЇ НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ**

Основним агрегатом силової установки сучасної АНТ є двигун внутрішнього згоряння, що значно ефективніший та економічніший за авіаційний, та потужніший за електричні аналоги. Деталі циліндрово-поршневої групи цих двигунів мають стрімку тенденцію до зниження металоемкості, що значно підвищує проблему їх зносостійкості та поверхневої міцності. Оскільки поршні сучасних двигунів внутрішнього згоряння виготовлені з алюмінієвих сплавів то вони суттєво поступаються зносостійкістю сталевим деталям особливо при підвищених температурах, бо як відомо алюмінієвий сплав пластифікується вже при температурі близько 400 °С. В результаті надмірного зношування поршнів відбувається з одного боку прорив відпрацьованих газів в картер і навпаки масло проникає в камеру згоряння та коксується на поверхні поршня та стінках гільзи (рис. 1. а). Тому поверхнєве зміцнення поршнів двигунів внутрішнього згоряння, що виготовлені з ливарних алюмінієвих сплавів – є проблемою функціонування буквально всіх систем двигуна.

Варто виділити дві основні ділянки надмірного зношування поршнів двигунів: це канавки під компресійний пакет кілець, та спідниця поршня в напрямку перпендикулярному поршневому пальцеві.

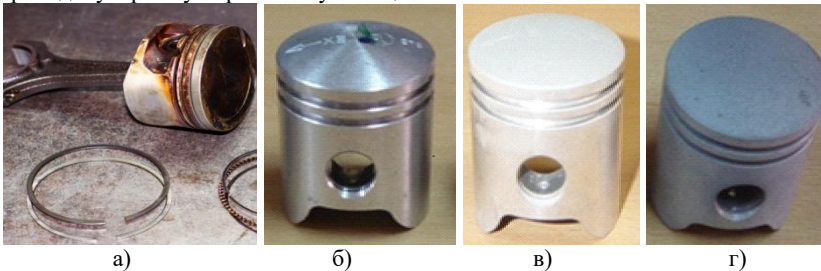


Рис. 1. Поршні двигуна Deutz після надмірного зношування спідниці (а), та після обробки знежирювання (б), піскоструминної обробки (в), нанесення покриття (г).

В рамках наукової роботи запропонований наступний механізм підвищення зносостійкості поршнів двигунів. Перша операція це миття та знежирювання поверхні розчинником (рис. 1. б). Далі операції виконуються на піскоструминній машині. Спочатку усувається щільна оксидна плівка піском зернистістю 0,5-1 мм. (рис. 1. в). Далі в пісок додається карбід кремнію зернистістю 5-20 мкм, що гарно впроваджується в поверхневі шари виробу. Фінальна термічна обробка дозволяє фіксувати міцне покриття (рис. 1. г).

Отже впровадження нових методів зміцнення деталей двигунів дозволить значно подовжити їх ресурс, підвищити його ефективність, екологічну чистоту.

УДК 656.71:656.7.072(043.2)

**Сімчук Б.В., Ткач М.М.***Національний авіаційний університет, Київ***СУЧАСНІ ТЕХНОЛОГІЇ ПОЗИЦІОНУВАННЯ ПАСАЖИРІВ В АЕРОПОРТАХ**

Одним з сучасних трендів у сфері послуг потужних аеропортів і авіакомпаній, що надаються пасажиром, є впровадження технологій позиціонування пасажирів в терміналах аеропорту і побудова можливих шляхів проходження до призначеного виходу на посадку, що стає особливо актуальним при наявності в аеропортах декількох терміналів.

Можна навести у якості прикладу аеропорт Шарль де Голь (Париж), де час переходу між крайніми точками доступу складає до 50 хв, що вже стає критичним, як для пасажирів, що мають стикувальні маршрути в аеропорту, так і для авіакомпаній, яким доводиться планувати місце стоянки літаків в аеропорту, для оптимізації транзитних потоків пасажирів.

Суть технології полягає у визначенні положення пасажирів в аеропорту методом сканування перевізного документа як у вигляді паперового посадочного талона, так і у вигляді електронного посадочного талона на мобільному пристрої. Ці дані зчитуються сканером, встановленим на інформаційних кіосках або кіосках самостійної реєстрації, і обробляються відповідним модулем.

За допомогою цього модуля на інформаційне табло або, за необхідності, на екран мобільного пристрою конкретного пасажирів виводиться різноманітна інформація залежно від ситуації: дані по найкоротшому шляху до місця посадки в літак, корисна інформація щодо місць додаткового сервісу, зони проміжного огляду або паспортного контролю, інформація по можливим місцям відпочинку (ресторани, бари, магазини тощо) і місця, де необхідно підготувати певні документи для контролю (паспорт, посадковий талон і ін.).

Все більшої популярності набуває технологія з використанням невеликих передавальних пристроїв - айбіконов (ibeacon) або маяків. Якщо пасажир встановлює відповідну програму на мобільний пристрій, то це дає йому змогу оперативної отримувати деталізовану інформацію в аеропорту за місцем розташування того чи іншого об'єкту. Повідомлення приходять у момент перетину ліній дії маяків (айбіконов), розташованих на стінах або в інших непримітних місцях аеропорту. При включенні пасажиром bluetooth-сигналу на своєму мобільному пристрої маяки дозволяють ідентифікувати його персону і надавати деталізовані рекомендації щодо знаходження пасажирів в аеропорту.

Таким же чином можна знайти оптимальний маршрут і розрахувати час до виходу на посадку (до конкретного гейту). Отримана пасажиром інформація постійно актуалізується при проходженні зони дії відповідних пристроїв. У результаті пасажир завжди знаходиться в зоні контролю служб аеропорту та авіакомпаній та отримує можливість планувати свої переміщення по зонах терміналу.

*Науковий керівник – О.М. Білякович, к.т.н., проф..*

UDC 696.7.072.6 (043.2)

Soroka Yu. A.

National Aviation University, Kyiv

## REVIEW OF LAYOUT OFFERS FOR SPECIFIC EQUIPMENT OF AIRCRAFT DEICING VEHICLES

The ground deicing treatment of aircraft is vital, despite of its very expensive cost. But the profitability and payback is guaranteed, so as all wealthy people are about of that to celebrate their winter holidays together with their families which are living long far from their business jobs and the winter flights are demanded. That's why the deicing in the Europe is of great demand and high of cost. The design of layout offers of deicing vehicle is directly influencing the efficiency, cost saving, environmentally friendliness and rapidness of total aircraft ground handling procedure.

I would like to emphasize of two main layouts of deicing vehicle for aircraft: cantilever type (fig. 1.) and bar-holding deicer (fig. 2.) concerning to the working body mount; and two types stand-acting and travel-acting concerning the ability of chassis to overcome the all forces acting on the vehicle's specific equipment during the aircraft ground handling.

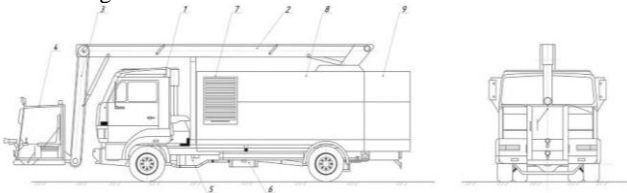


Fig. 1. Cantilever type deicing vehicle of travel acting: 1 – vehicle chassis; 2 – main boom; 3 – extension boom; 4 – enclosed operator's cabin; 5 – vehicles transmission; 6 – auxiliary fuel tank; 7 – auxiliary engine vent holes; 8 – spraying system tanks; 9 – boom operating hydraulics.

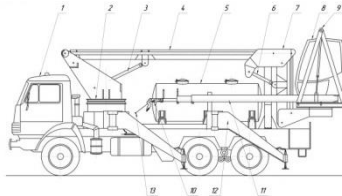


Fig. 2. Bar-holding deicing vehicle of stand-acting type: 1 – vehicle chassis; 2 – boom turret; 3 – boom elevating cylinder; 4 – boom; 5 – ADF tank; 6 – cabin leveling cylinder; 7 – cabin holder; 8 – operator's cabin; 9 – bar leveler; 10 – deicing bar nozzle; 11 – deicing bar; 12 – vehicle's stand satabilizers (cabin operated); 13 – bar to airframe contact protection sensor.

All main elements are already specified on the relevant drawings. And for successful application of the vehicles at the proper airports for the proper aircrafts requires the thorough scientific investigation.

Scientific supervisor – A.G. Dovgal, Ph.D., associated professor.

**TECHNOLOGY OF RUNWAY FOAM COVER FOR AIRCRAFT  
EMERGENCY LANDING**

The usefulness of foam application in the indicated situation is confirmed by ICAO statistics, according to that, at landing of aircrafts with failed systems on runways without a foam, fires occurs approximately in 30 % cases, and at landing on a foamy runways - only in 3% cases. It is important to quickly eliminate the possibility of fire and ensure the safety of people and environment during the prevention and elimination of accidents that occur during emergencies associated with landings of aircrafts that take place with deviation from the norm. Method that consists in coating of runway surface by the layer of fire foam for reduction damage of aircraft construction at landing and decline of probability of overflow and ignition of fuel is presently used.

Reduction of probability of fire at landing on runway, covered by a foam, is caused by the next factors: reduction damage to the aircraft structure damage due to lowering of deceleration forces during its sliding on the foam, which reduces the probability of failure of aircraft systems and fire; reduction probability of ignition of jet fuel as a result of reducing the concentration of vapor in the air due to the insulating properties of the foam layer; effect of spark suppression in the foam.

In addition, during the emergency landing of the aircraft on the foam runway the intensity of a possible fire decreases due to insulation action of foam.

For the covering of the runway by foam, different devices can be used: special machines for covering the runway by foam, with reserves of water and foam concentrate pump unit, foaming apparatus and installations for the foam distribution; converted airfield fire cars or refuelers, taken from the main type of operation; installations for coating runway by foam that are removable and trailed units for the airfield fire cars of heavy type. It is necessary to take into account at causing of foamy layer, that an aircraft with retracted landing gear concerns runway surface far beyond its threshold (at 150-600 m) than under normal landing conditions. Removing of the touch point depends on the aircraft, its landing speed, but also on the type of the landing gear failure.

When covering the runway with foam for maximum effect it is necessary to create a continuous foam strip on the supposed area of the runway. The gaps in the foam covering are not allowed. Dimensions of foam strip applied to the runway depend on the aircraft type and kind of emergency landing.

It is not practical to apply the foam on the runway at low temperatures, since in this case there is the freezing of the liquid foam components, which degrades the braking of the aircraft and fire-extinguishing properties of the foam coating. It is not recommended to use the extinguishing foam to cover the runway in heavy rain or snow.

Thus, this technology of crash-landings prevention will allow: to eliminate the appearance of fire, to ensure safety of aircraft construction; ensure the safety of the crew and passengers; to prevent environmental pollution.

*Scientific supervisor - Pryimak L.B., Ph.D., associated professor.*

UDC 696.7.072.6 (043.2)

Chopyk V. Yu.

National Aviation University, Kyiv

## AIRCRAFT DEICING VEHICLE OF IMPROVED OPERATIONAL PERFORMANCES

One of the widespread winter-season preflight procedure of aircraft ground handling is the aircraft on ground deicing/antiicing, that enables the aircraft for safe takeoff and dive out the the on ground layer where the great water drops content is accumulated. After that the aircraft onboard built-in deicing system will be activated and sufficient to avoid the wing leading edges and engines intake icing. On the ground the special vehicle os aircraft ground support equipment is to be used – aircraft deicers. One of the main element of specific equipment of this vehicle is either open basket or enclosed cabin of aerial device for the deicing personnel, which is usually stowed in travel deicer configuration in front of the drivers cabin. Thus it considerably worsens the driver visibility while driving the vehicle with-in winter conditions (natural darkness and artificial lighting, snow, fog, mist and frozen rains) and having the busiest ground apron traffic of other aircraft ground support equipment. So, the innovative development for deicer aerial device was offered (fig. 1.). The main features of vehicles aerial device is the following: the personnel carrying basket 5 is stowed behind the vehicles cabin 1; structure of the main boom is 6 is two-sectional – it consists of bent main boom section and extension boom 4 of fork structure;the basket 5 is retracted in to working configuration by swinging of half-cycle around the front boom swivel using the basket retraction (as well as leveling) device 7. Thus the vehicle driver’s visibility from seat position is not obstructed by any part of aerial device that other deicers have.

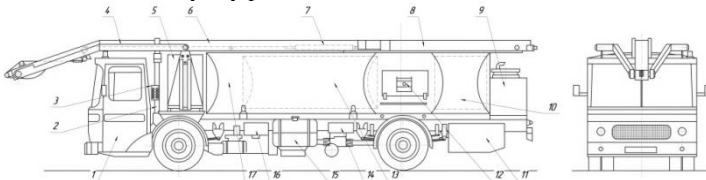


Fig.1 The aircraft deicing vehicle of improved operational performances: 1- Base Chassis Deimler; 2 - Boom Support; 3 – Remote Control Panel; 4 – Extension Boom; 5 – Personnel Carrying Basket; 6 – Main Boom; 7 - Basket Retraction Device; 8 – Boom Suspension; 9 - Auxiliary Engine; 10 - ADF Tank; 11 - Hydraulic Control Unit; 12 - Exhaust Gas Outlet; 13 - Hot Water Tank; 14 - Auxiliary Battery; 15 - Diesel Fuel Tank; 16 - Vehicle Battery; 17 - Heat Chamber.

Such design of deicer’s aerial device provides for the vehicle the lowest profile of overall height enabling the safest driving in travel configurations under the generic airport structures like a passenger boarding bridges and other road passage ways. The solid structure of main boom enables application of standard extenders (boom, hydraulics and spraying pipes) for processing of extra-high aircrafts. So the design of deicing vehicle offered will have doubtlessly improved operational performances.

*Scientific supervisor – Dovgal A.G., Ph.D., associated professor.*

УДК 656.7.072:621.867(043.2)

Шиленко А.Ю.

*Національний авіаційний університет, Україна***СПЕЦІАЛЬНІ ВИМОГИ ДО АВІАЦІЙНИХ ПІДЙОМНИКІВ, ОСЬОВИХ ДОМКРАТІВ ТА ГІДРАВЛІЧНИХ ХВОСТОВИХ ПІДПОР**

У роботі визначено спеціальні вимоги щодо технічної безпеки, охорони здоров'я, функціональності та роботи авіаційних підйомників, осьових домкратів та гідравлічних хвостових підпор, призначених для всіх типів повітряних суден, що експлуатуються у авіації.

Загальні вимоги.

Рівень міцності та стійкості авіаційних підйомників, осьових домкратів та хвостових гідравлічних підпор повинен бути узгоджений з відповідними вимогами та стандартами безпеки.

Оскільки запобіжний клапан використовують для захисту від перевантаження, його не можна розміщувати між циліндром і пристроєм керування. Запобіжний клапан має бути відрегульовано до найнижчого можливого значення.

Оператор повинен мати можливість управляти швидкістю опускання або зупиняти опускання підйомачів та домкратів за будь-якого навантаження нижче номінального, наприклад, на підйомачах та домкратах керованих вручну – клапаном з точним регулюванням.

Авіаційні підйомники, домкрати та хвостові гідравлічні підпори необхідно проектувати так, щоб забезпечити безпечне і легке спрямування, наприклад, одне колесо з трьох має бути поворотним.

На авіаційних підйомниках, домкратах та хвостових гідравлічних підпорах повинен бути забезпечений постійний доступ до опорної точки навантаження. При використанні драбини зі східцями максимальна відстань між четвертою сходинкою зверху і найвіддаленішою опорною точкою не повинна перевищувати 2,0 м.

*Маркування Стационарне маркування виготовляють з металевих пластин, зафіксованих заклепками або приварених до конструкції.*

Додаткове маркування

На металевій пластині разом із назвою має бути зазначено:

- номінальне навантаження;
- тип повітряного судна, якщо є обмеження до певних типів літаків;
- для гідравлічних хвостових підпор: таблиця для порівняння співвідношення тиску до сили.

Висновок. Розглянуто критерії, що мають первинну значущість для забезпечення, економічності і зручності у використанні авіаційних підйомників, осьових домкратів та гідравлічних хвостових підпор. Встановлено, що відхилення від рекомендованих критеріїв можливі тільки після проведення та опрацювання відповідних випробувань і ретельної експлуатаційної перевірки, яка б показала задовільність альтернативних методів або умов.

*Науковий керівник – Варюхно В. В., к.т.н., доц.*

УДК 629.73.03.419(043.2)

**Шильник В. І.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **НАНОСТРУКТУРНА МОДИФІКАЦІЯ КОМПОЗИТІВ ДЛЯ УЩІЛЬНЕНЬ ТЕХНОЛОГІЧНОГО ОБЛАДНАННЯ АЕРОПОРТІВ**

Ущільнення насосного обладнання аеропортів є одним із основних елементів, що визначають в цілсму ресурс агрегатів, його ефективність, екологічну чистоту, а головне безпеку. Тому в галузі експлуатації ущільнень насосів та шарнірних з'єднань трубопроводів давно помітна тенденція «безпроблемних» ущільнень – ущільнення, що не потрібно обслуговувати та ресурс яких наперед відомий. Ця мета досягається за рахунок використання нових технологій та матеріалів. При цьому важливо, щоб вихідні компоненти та сировина для цих матеріалів була наявна в ресурсній базі України, а технологія їх отримання була не була б енергоємною. А це вимагає ретельних наукових досліджень та інноваційних технологічних рішень.

В якості вихідних компонентів для композитів біло обрано карбід кремнію та оксид алюмінію, так як сировина для їх виготовлення наявна в достатній кількості в ресурсній базі України, а карбідокремнієві матеріали гарно зарекомендували себе для виготовлення торцевих ущільнень. Проте для підвищення зносостійкості та міцності цих матеріалів розробникам потрібно було вдаватися до різноманітних заходів. Моя пропозиція полягає в модифікації компонентів композиту нанорозмірними часточками заліза (рис. 1. а).

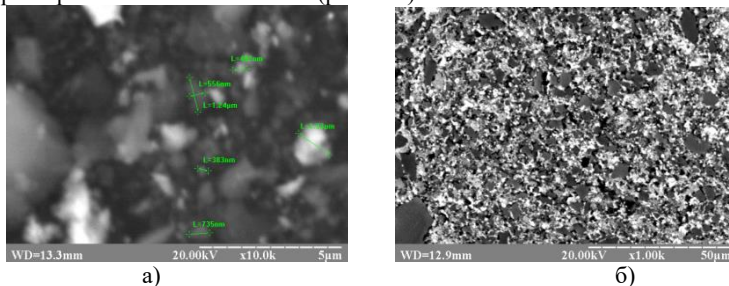


Рис. 1. Електронні фотографії: а – порошок системи карбід кремнію – оксид алюмінію з нанорозмірними часточками заліза зб. 10 000; б – структура композиту з цього порошку зб. 1000.

Це призводить до отримання більш щільної, дрібнозернистої структури композиту в процесі гарячого пресування (рис. 2. б), а як наслідок зносостійкість композиту в порівнянні з немодифікованим збільшується в 3-4 рази, а його міцність в 2 рази. До того ж за рахунок цієї активаційної домішки значно зменшується температура і час отримання композиту гарячим пресуванням, що значно збільшить енергоощадливість технологій отримання.

Отже впровадження нових матеріалів в технологічне обладнання аеропортів дозволить значно подовжити ресурс, підвищити його ефективність.

*Науковий керівник – Довгал А. Г., к.т.н., доц..*



## SELF-PROPELLED CONTAINER LOADER OF IMPROVED ENERGY SAVING PERFORMANCES

The air cargo is usually delivered being enplaced in to the unit load device (ULD): either container or pallet. It's total weight can vary from 2 to 10 tones. So, in order to load off-load of all ULD types in the quickest and safest way into the aircraft cargo compartment the specific vehicle of aircraft ground support equipment is to be used – self-propelled container loader (fig. 1.a). On the purposly designed shassis of low profile the main platform 4 (for ULD acceptance from dollies) and front platform 2 (for ULD transfer in to aircraft cargo compartment tracing filowing the door sill sink) are located. So the main platform is to be frequently elevated and lowered with the ULD on. Thus the energy for elevation may be spent but when lowering to ground level the potential energy may be successfully accumulated twofold either as hydraulic or an electric power one.

In order to have this feature the loader should have be properly designed and equipped with the specific accessories, namely:

- the elevation gear (fig. 1. b) of the main platform shoul be of reversible type, where the the hydraulic cylinder 3 is immovably installed upward and has the sproket 4 for the chain 2. One and of the chain is fastened to the frame and another is attached to the main platform 6 in place where the pivot support of scissors is located;
- thus the force acting on the hydraulic cylinder will be constant and will not depend on the main platform elevation height;
- due to the movable pulley effect the force acting on the cylinder when lowering will be twice greater and the hydraulic cylinder will accmplish the reversible function of hydraulic motor of straight line.

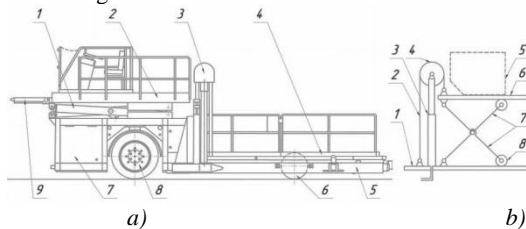


Fig.1 Self-propelled container loader: *a* – drawing 1 – front platform elevation gear; 2 – front platform; 3 – elevation cylinder sproket; 4 – main platform; 5 – chassis frame; 6 – support wheel; 7 – power-hydraulic plant; 8 – dirving-and-steering wheel; 9 – deck transfer interface; *b* – working body diagram; 1 - frame; 2 - chain; 3 – hydraulic cylinder of the elevating gear; 4 - chain sproket; 5 - container; 6 – main platform; 7 - scissors links; 8 – scissors links rollers.

Thus the energy of fluid flow may be accumulated in hydraulic accumulator or converted in to electric power via the reversible power-hydraulic machines and the energy saving (recycling) effec will be achieved.

*Scientific supervisor – Dovgal A. G., Ph.D., associated professor.*

UDC 629.3.045:656.7.072:621.867(043.2)

**Zhdaniuk O.A.**

*National Aviation University, Kyiv*

## **LAYOUT OFFERS OF PORTABLE WATER SERVICING VEHICLE OF AIRCRAFT**

One of the most important ground handling technology of long-range traveling aircrafts is supply of portable water in the proper aircraft storage places, meeting all sanitation requirements.

In order to hold this aircraft ground handling procedure, the respective special vehicle of AGSE is to be designed, calculated and applied. It should have the following specific equipment: water tank with preheating and mixing a portable water, self-loading water pump and supply pump into aircraft onboard storage, access platform (in order to reach to the aircraft onboard refilling coupler, means of vehicle stability. The vehicle is to be properly painted, has the overhaul marks and proper illumination devices (side lights, head lights, beacon lights).

The custody of portable water is to be made of stainless steel, manufactured under all sanitation requirements, as well as houses, are to be kept clean, meeting all requirements for portable water.

The vehicle is to be suitable for easy flushing and disinfection procedures. As well as all specific equipment closely dealing with portable water. Power plant should be capable of driver the pump. (Fig.1.)

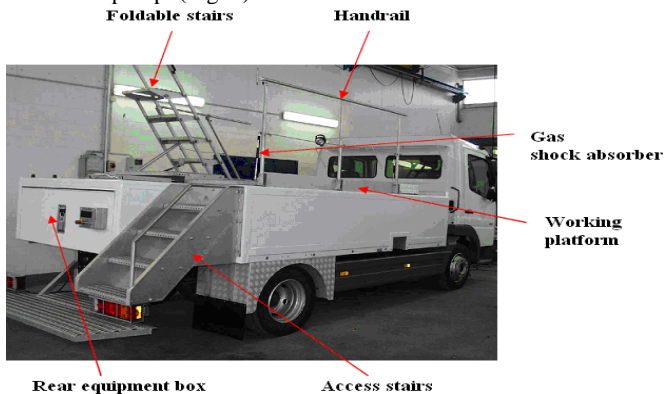


Fig.1. Typical potable water servicing vehicle layout with elements specified.

Water filling machine airfield is designed for transportation, short-term storage, refueling of aircraft with drinking water. Vehicle maintains all types of aircrafts. The aircraft water supply system is intended for satisfaction of hygienic demands of passengers aboard the aircraft, demands of galley and other consumers, providing the potable-water supply to all consumption points: lavatories, galleys.

*Scientific supervisor – Dovgal A. G., Ph.D., associated professor.*

УДК 656.71:656.714(043.2)

**Лопіна О.С.***Національний авіаційний університет, Київ***ПЕРОННИЙ АВТОБУС ДЛЯ РЕГІОНАЛЬНОГО АЕРОПОРТУ**

Перонний автобус аеропорту - автобус, який доставляє пасажирів від аеровокзалу до приймаючого на борт пасажирів літака або, також, доставляє пасажирів від літака, що прилітєв, до аеровокзалу.

В даний час широко використовують перонні автобуси різних моделей та конфігурацій в аеропортах всього світу. Найвідоміші виробники перонних автобусів Cobus (Вісбаден, Германія), МАЗ (Мінськ, Беларусь), Neoplan (Штутгарт, Германія), Van Hool (Ліп, Бельгія), Youngman (Цзиньхуа, Китай). Перонний автобус обов'язково повинен мати невеликий кліренс, пандуси для пасажирів, які пересуваються на візках, мінімальною кількістю місць для сидіння, максимальною кількістю поручнів, систему кондиціонування та обігріву салону.

Перонні автобуси доцільно використовувати у регіональних аеропортах, в аеропортах де пасажирські термінали не обладнані посадковими галереями та в аеропортах, великих за площею, де місця стоянки повітряних суден знаходяться на значній відстані.

Основним недоліком перонних автобусів є те, що в якості силової установки використовується двигун внутрішнього згорання (бензиновий або дизельний). Це сприяє забрудненню території аеропорту відпрацьованими газами двигунів внутрішнього згорання, а також значним експлуатаційними витратами.

Проведений аналіз показує, що є доцільним використовувати перонні автобуси (особливо для регіональних аеропортів) обладнані електроприводом. Доведено, що, в середньому, електродвигун перетворює в механічну енергію близько 60% електричної енергії. У той же час двигун внутрішнього згорання на бензині використовує паливо з ефективністю у 17-20%. Транспортні засоби з електродвигуном просто ідеальні з точки зору екології. Вони не забруднюють навколишнє середовище токсичними викидами, а виробництво "палива" для них не вимагає спустошення природних запасів нафти.

*Література:*

1. <http://avia-tehnika.ru>
2. Авиационная наземная техника:Справочник/ В. Е. Канарчук, Г. Н. Гелетуа, В. В.Запорожец и др.; Под ред. В. Е. Канарчука.

*Науковий керівник – В.І. Личик, доцент НАУ*

УДК 656.71 .712. (477) (043.2)

**Анікіна В.В., Злобіна О.М.**  
*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ АЕРОПОРТІВ УКРАЇНИ**

Питання приведення інфраструктури аеропортів до сучасного світового рівня та перспективи розвитку аеропортів цивільної авіації України обговорювалися на одній з нарад Міністерства Інфраструктури України.

На засіданні зазначалося, що загальний стан інфраструктури аеропортів характеризується значним зносом. Швидке зростання авіаперевезень, посилення вимог безпеки польотів, якості, надійності та регулярності авіаперевезень вимагає перегляду існуючих технологій наземного обслуговування авіаперевізників, пасажирів і вантажів в аеропортах.

Для приведення цивільних аеропортів України у відповідність до міжнародних стандартів, можливості експлуатації літаків типу "Боїнг-767", "Боїнг-747", "Аербас-320" практично всі потребують реконструкції чи будівництва нових злітно-посадкових смуг, руліжних доріжок і місць стоянок.

Реконструкцію пасажирських терміналів та будівництво нових злітно-посадкових смуг планується здійснювати як за кошти державного бюджету, так і за рахунок інвестицій. Загальна вартість витрат, за попередніми розрахунками, складатиме 876 млн. Доларів США.

На нараді прийнято рішення створити робочу групу із залученням фахівців Мінтрансв'язку, представників обласних та міських рад, які виконують функції управління майном аеропортів, і відпрацювати концепцію з модернізації та реконструкції аеропортів.

Довідка: в Україні налічується 30 діючих аеропортів, з яких 20 мають пункти пропуску через державний кордон, а 6 є стратегічними ("Бориспіль", "Одеса", "Львів", "Харків", "Дніпро", "Київ-Жуляни"), які пов'язані повітряними лініями з багатьма містами України, СНД, країнами Західної Європи, Азії та Африки.

*Науковий керівник – Білякович О. М., к.т.н., проф.*

УДК 629.78(93)(043.2)

Грицак Н.В., Гордняк В.Є.

*Національний авіаційний університет, Київ***АНАЛІЗ СУЧАСНИХ ТЕОРІЙ ЗАГИБЕЛІ ЮРІЯ ГАГАРИНА**

27 березня 1968 року Юрій Гагарін з інструктором Володимиром Серьогініним відправилися на навчально-тренувальному винищувачі УТІ МіГ-15 у політ і загинули. Літак зірвався у штопор, врізався у землю. Удар був настільки сильним, що п'ятитонна машина розлетілася вщент.

Висновок комісії: найбільш ймовірна причина катастрофи – виконання різкого маневру для відвороту від кулі зонда.

*Існуючі версії загибелі Юрія Гагаріна та його інструктора:*

- відворот, який здійснив екіпаж, щоб не заходити у хмари;
- версія про короточасну втрату свідомості одночасно обома льотчиками через розгерметизацію;

- неточне пілотування;

- літак потрапив у супутній слід літака Су-15;

Щоб зрозуміти, що відбулося у польоті, потрібно детально розглянути прилад авіагоризонт АГК-47Б, який був установлений і в першій, і в другій кабіні літака. Авіагоризонт – це основний пілотажний прилад у кабіні літака, за допомогою якого льотчик веде просторову орієнтацію і керує літаком при польоті у хмарах. Центральним елементом авіагоризонту є гіроскоп, точність якого залежить від якості живлення, яка подається від джерела (акумулятора, генератора). Внаслідок зміни якості живлення акумулятора відбулось «завалювання» АГК-47Б. Дотримуючись неправильних показників авіагоризонту, літак почав рухатись зі зниженням поза видимістю землі в умовах суцільної хмарності. При відмові генератора, бортового акумулятора вистачить для денного польоту в хмарах на 24-26 хвилин.

З моменту запуску двигуна літака УТІ МіГ-15 до катастрофи пройшло 23 хвилини. Якщо генератор не був увімкнений, то авіагоризонт видавав неправильні показники. Гагарін на висоті 4200 м доповів: "625-й завдання в зоні 20 завершив, прошу дозволу на розворот на курс 320". Тобто, Гагаріну необхідно було здійснити розворот зі зниженням при відсутності видимості природного горизонту. Пробивши нижній край хмар, пілоти раптово виявили, що знижуються, для виведення з пікірування не вистачило висоти. Невірні показники авіагоризонту стали шляхом до загибелі для льотчиків, що знаходилися в небі на реактивному літаку. Причиною ми вважаємо відсутність переходу з акумулятора на генератор при запуску, який на даному типі літака здійснюється вручну.

*Літературні джерела.*

1. [http://ru.wikipedia.org/wiki/Гибель\\_Юрия\\_Гагарин](http://ru.wikipedia.org/wiki/Гибель_Юрия_Гагарин).

2. Белоцерковский С. М. Гибель Гагарина. Факты и домыслы. — М.: Машиностроение, 1992. — 156 с.

*Науковий керівник – Ю.П.Міляєв, к.т.н., проф.*

УДК 629.7.067:004.94(043.2)

**Вольвах В.С., Круппко А.І.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

### **3D МОДЕЛЮВАННЯ ТЕРИТОРІЇ АЕРОПОРТУ НА БАЗІ ГІС ТЕХНОЛОГІЙ ДЛЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ**

Перешкодами вважаються всі нерухомі тимчасові або постійні об'єкти, що рухаються, або їх частини, що розміщені в зоні, призначеній для руху повітряних суден по робочій площі, або які піднімаються над умовною поверхнею, призначеною для забезпечення безпеки повітряних суден у польоті.

Аеропорти повинні мати повітряний простір, вільний від перешкод, для зльоту і посадки повітряних суден в аеропорту. Очевидно, що така відсутність перешкод є умовою забезпечення безпеки польотів. Це досягається шляхом встановлення вимог щодо одержання даних про розташування і висоту перешкод та їх облік при встановленні схем вильоту і заходу на посадку. Вимоги щодо забезпечення конкретної поверхні обмеження і розмірів перешкод класифікуються за типами злітно-посадкової смуги.

Оптимальним шляхом вирішення цієї задачі є 3D моделювання аеродрому та приаеродромної території та наявних уздовж неї перешкод. ГІС є універсальним інструментом для створення 3D моделей, поєднання їх з картографічними даними та вимогами міжнародного законодавства у сфері аеронавігації і безпеки польотів.

Побудова тривимірної карти передбачає побудову просторової моделі рельєфу місцевості на основі топографо-геодезичних вимірювань. В програмному забезпеченні ArcGIS побудована комплексна 3D модель місцевості в декілька етапів:

- 1) побудова просторової моделі місцевості за отриманими даними;
- 2) внесення змін до 3D моделі, що сприяє кращому сприйняттю користувачем;
- 3) побудова перешкод;
- 4) побудова поверхонь обмеження перешкод.

Розроблена комплексна модель може бути використана, як аеронавігаційний набір даних для: швидкої оцінки рельєфу та перешкод екіпажем в разі аварійної ситуації та оцінки зближення із землею; визначення запасних схем заходу на друге коло; побудови схем польоту по приладах.

В результаті була отримана комплексна 3D модель рельєфу, перешкод та поверхонь обмеження перешкод на території аеродрому та приаеродромній території з можливістю оцінки потенційних перешкод, що можуть впливати на безпеку польотів, а також з можливістю виявлення перешкод, що перевищують певні поверхні обмежень з одночасним визначенням типу, номеру та координат перешкоди за атрибутивною таблицею. В подальшому розроблена модель візуалізації перешкод може бути доповнена у разі появи нових потенційних перешкод та визначена наявність перевищень над обмежувальними поверхнями.

*Науковий керівник – О.І.Запорожець, д.т.н., проф.*

**СПОСОБЫ СОЗДАНИЯ БОКОВОЙ СИЛЫ НА САМОЛЕТАХ И  
МЕТОДИКА ИХ ОЦЕНКИ**

В данной работе рассматриваются вопросы, связанные с возможным созданием на транспортных самолетах боковой силы с использованием ее в системе непосредственного управления боковой силой (НУБС) для улучшения летных характеристик самолета.

Исследование вопроса о применении системы НУБС на самолете может идти по трем наиболее важным направлениям: использование НУБС на военных машинах для увеличения точности доставки средств поражения; использование НУБС на самолетах УВП для улучшения боковой маневренности в условиях захода на посадку без ухудшения характеристик самолета на крейсерских режимах полета; использование НУБС на гражданских транспортных самолетах.

Одной из причин являются плохие маневренные характеристики самолетов в области низковысотных режимов полета на малых скоростях и соответственно недостаточно высокие экономические характеристики на этих режимах полета.

Применение эффективной боковой силы в системе НУБС на самолете может дать возможность обеспечить: более точное выполнение захода на посадку, особенно его конечного участка; более кратковременное выполнение конечного участка снижения, что позволило бы уменьшить уровень шума на посадке; выполнение более крутого планирования с сокращением посадочной дистанции; более низкий посадочный минимум при посадке по приборам; более точную посадку на площадку ограниченных размеров.

Выполненные исследования показывают, что характеристики маневра по компенсации бокового смещения зависят как от летчика, так и от динамических характеристик самолета. В свою очередь динамические свойства самолета во многом определяются способом создания боковой силы.

В работе основное внимание уделено различным способам создания боковой силы для выполнения маневра бокового доворота и сделана попытка формирования критериев оценки эффективности этих способов.

*Науковий керівник – О.Н. Трюхан, к.т.н., доц.*

УДК 629.735.33(043.2)

**Токар О.М.**

*Национальный авиационный университет, Киев*

## **ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ НЕПОСРЕДСТВЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ БОКОВОЙ СИЛОЙ НА ГРАЖДАНСКИХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТАХ**

В последние годы в связи с перегруженностью воздушного пространства вблизи аэродромов уменьшается эффективность транспортных перевозок.

Одной из причин являются плохие маневренные характеристики самолетов в области низковысотных режимов полета на малых скоростях и соответственно недостаточно высокие экономические характеристики на этих режимах полета.

В связи с этим следует обратиться к конфигурациям самолетов, обеспечивающим более маневренные характеристики на малых скоростях полета и более высокие скорости снижения на посадке по сравнению с обычными конфигурациями самолета.

В данной работе рассматриваются вопросы, связанные с возможным использованием на транспортных самолетах системы непосредственного управления боковой силой (НУБС) для улучшения летных характеристик самолета в воздушном пространстве вблизи посадочной полосы аэродрома.

Применение такой системы на самолете может дать возможность обеспечить: более точное выполнение захода на посадку, особенно его конечного участка; более кратковременное выполнение конечного участка снижения, что позволило бы уменьшить уровень шума на посадке; выполнение более крутого планирования с сокращением посадочной дистанции; более низкий посадочный минимум при посадке по приборам; более точную посадку на площадку ограниченных размеров.

Исследование вопроса о применении системы НУБС на самолете может идти по трем наиболее направлениям: использование НУБС на военных машинах для увеличения точности доставки средств поражения; использование НУБС на самолетах УВП для улучшения боковой маневренности в условиях захода на посадку без ухудшения характеристик самолета на крейсерских режимах полета; использование НУБС на гражданских транспортных самолетах.

Выполненные исследования показывают, что характеристики маневра по компенсации бокового смещения зависят как от летчика, так и от динамических характеристик самолета. В качестве основного параметра, характеризующего маневр бокового доворота, принималось потребное расстояние до начала ВПП, отсчитываемое с момента начала маневра.

В работе также рассмотрены различные варианты получения боковой силы, необходимой для выполнения маневра, и возможные критерии их оценки.

*Науковий керівник – О.Н. Трюхан, к.т.н., доц.*



УДК 629.7.035(043.2)

Стецівка М.Р., Радченко В.М.  
Національний авіаційний університет, Київ

## СТЕНД ДЛЯ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПОВІТРЯНИХ ГВИНТІВ ДЛЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Ефективність використання безпілотних ЛА залежить від оптимального вибору характеристик силової установки. Актуальною являється проблема узгодження характеристик планера безпілотного ЛА та силової установки. Оптимальний підбір гвинто-моторної установки, пов'язаний з вирішенням цієї проблеми, є непростою задачею. Оскільки при розрахунку враховується багато параметрів, як планера безпілотного ЛА, так і характеристик ситлової установки (особливо коли тяга для безпілотного ЛА створюється гвинтом). Як правило, необхідними вихідними даними для підбору гвинтів зазвичай є максимальна маса безпілотного ЛА, дальність та тривалість польоту, максимальна швидкість польоту та розрахункова швидкість (крейсерська), а також потужність на валу двигуна ПДВ і частота обертання повітряного гвинта. Ці чинники являються головними для процедури вибору гвинта.

Більшість виробників повітряних гвинтів наводять в своїй комерційній документації тільки значення діаметра та кроку гвинта і не надають їх аеродинамічні характеристики. Існуючі методи розрахунку аеродинамічних характеристик гвинта по цим параметрам не дозволяють отримати повну та достовірну інформацію. Повітряний гвинт фіксованого кроку, як відомо, є однорежимним. Це означає, що максимальний ККД він забезпечує тільки на одній розрахунковій швидкості і для конкретної висоти.

Тому для отримання характеристик таких гвинтів існує єдиний спосіб – це експеримент. Для експериментального тестування гвинто-моторної групи було розроблено стенд, конструкція якого представлена на рис.1.

За допомогою стенда вимірюються такі параметри як тяга, крутний момент, оберти, напруга джерела живлення і струм. Це дозволить отримати швидкісні характеристики силової установки по потужності, коефіцієнту корисної дії,

Дана установка дозволить здійснити оптимальний підбір комбінації системи безпілотний ЛА – гвинт - двигун.

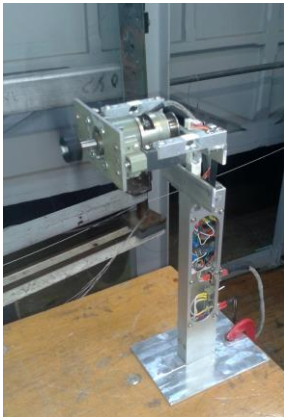


Рис. Стенд для характеристик повітряних гвинтів безпілотних ЛА.

*Науковий керівник – С.О. Іщенко, д.т.н., проф.*

## **АНАЛІЗ ВПЛИВУ ФОРМИ ХВОСТОВОЇ ЧАСТИНИ ФЮЗЕЛЯЖУ ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА, НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

Форми фюзеляжів сучасних транспортних літаків значно відрізняються від тіл обертання. Ця різниця особливо проявляється в хвостовій частині фюзеляжу. Фюзеляжі дозвукових транспортних літаків мають відхилену вгору хвостову частину. Прикладом таких сучасних транспортних літаків та транспортних літаків, що експлуатуються в даний момент часу і втому числі в Україні є: Ан-22 Антей, Ан-26, Ан-32, Ан-70, Ан-72, Ан-74, Іл-76, А-400М, С-1, С-5А Galaxy, С-17 Globemaster, С-130 Hercules, С-295 Casa, КС-390, Y-7, Y-8F-200, Y-9, Y-20 та інші. Великий кут відхилення  $\varphi$  (кут між будівельною горизонтальною площиною фюзеляжу і середньою лінією хвостової частини фюзеляжу) і не вісесиметрична форма хвостової частини фюзеляжу зумовлена необхідністю забезпечити можливість завантаження і розвантаження великогабаритних вантажів через вантажний люк в нижньому медіальному перерізі до вантажної кабіни. Заодно слід зменшити масу конструкції фюзеляжу літака за рахунок зменшення площі омивання, оскільки внутрішній об'єм хвостової частини фюзеляжу мало придатний для розміщення вантажу.

Зі збільшенням кута відхилення хвостової частини фюзеляжу сам фюзеляж все більше набуває аеродинамічних характеристик погано обтічного тіла. В наслідок цього відбувається відрив приграничного шару від нижнього медіального перерізу кормової частини, який гальмує повітряний потік вздовж нижньої поверхні кормової частини. Поява загальмованого потоку збільшує значення статичного тиску, що призведе до вихроутворення на скулках хвостової частини фюзеляжу.

Експериментальними дослідженнями було встановлено вплив кута відхилення хвостової частини фюзеляжу на розподіл тиску по всій довжині ізольовано фюзеляжу. Дослідження проводились на 4-х моделях фюзеляжу типового транспортного літака з однаковими параметрами подовження носової  $\lambda_n=1,44$ , середньої  $\lambda_{cp}=3,75$  і хвостової  $\lambda_{хв}=3,8$  частин і відрізнялися лише кутом відхилення хвостової частини фюзеляжу  $\varphi$ . В результаті експерименту для ізольованих моделей фюзеляжів отримано: розподіл тиску в нижньому медіальному перерізі, значення мінімального коефіцієнту лобового опору, візуальна картина обтікання отримана методом шовковинок.

Також теоретично було розглянуто можливі шляхи попередження відділення потоку в кормовій частині фюзеляжу з великим кутом відхилення хвостової частини.

*Науковий керівник – С.О.Іщенко, д.т.н., проф.*

УДК 629.7014-519:656.7.052(043.2)

Галушко Є.В., Бурдюженко Є.О.

*Національний авіаційний університет, Київ***МОДЕРНІЗАЦІЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СХЕМИ НАВЧАЛЬНО-БОЙОВОГО ЛІТАКА L-39**

Авіація сьогодні, як і завжди була складним прикладом синтезу науки та техніки. Існують різні типи літаків та ЛА. Серед них існує клас навчально-бойових літаків. Яскраво вирізняється літак чехословацької авіабудівної фірми Aero Vodochody L-39. Існують 6 основних модифікацій L-39, одна з яких: L-39M1 — українська модернізація.

Завдячуючи вдалій конструкційній схемі та власним геометричним даним, літаку притаманні вражаючі льотно-технічні характеристики. Але, не зважаючи на це для літака L-39 притаманне явище, коли сила моменту тангажа негативно впливає на літак під час критичних кутів атаки  $\alpha$  і спричиняє входження літака у штопор.

Щоб компенсувати це явище і забезпечити літак більшими кутами атаки  $\alpha$ , шляхом експериментальних досліджень було визначено, що ПГО типу «качка» з використанням на ньому 4 об'ємних вихроутворювачів (найбільш вдала кількість вихроутворювачів) повністю компенсують від'ємний момент опрокинення. «Качка» є такою аеродинамічною схемаю, при якій органи літального апарата поздовжнього управління розташовані попереду крила. Переваги схеми: «качка» забезпечує управління по тангажу без втрат підйомної сили на балансування. Існують недоліки, що виражені в зменшенні підйомної сили на ПГО та «схильності до кльовання». Через скошування потоку за переднім горизонтальним оперенням (ПГО) кут  $\alpha$  на крилі менший, ніж на ПГО, тому в міру збільшення кута атаки зрив потоку починається спочатку на ПГО. Ці явища особливо-небезпечні на зльоті та посадці. В свою чергу об'ємні вихроутворювачі продольних вихорів - це дуже ефективний засіб для збільшення критичного кута атаки  $\alpha$  і для збільшення максимального коефіцієнта підйомної сили. Вихроутворювачі не призводять до виникнення ефекта гістерезису на великих кутах атаки  $\alpha$ .

Кінцевим результатом випробувань, що зафіксовані графічно-розрахунковим методом, є фактичне збільшення критичного кута атаки  $\alpha$  в 1.5 рази з  $20^\circ$  до  $35^\circ$  (з незначною втратою підйомної сили) та збільшення величини швидкості зустрічних та бокових повітряних поривів, що здатен витримувати літак при посадковій швидкості 175 км/год, з 10.68 м/с до 21,71 м/с. Для забезпечення можливості зручно змінювати кут атаки до критичного у  $35^\circ$  необхідно модернізувати штурвальну колонку літака.

*Науковий керівник – Є.П. Ударцев, д.т.н., проф.*

УДК 629.7014-519:656.7.052(043.2)

**Ободовський І.І.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ПРОЕКТ БАГАТОЦІЛЬОВОГО БПЛА З ПОВЕРХНЯМИ КЕРУВАННЯ, ОСНАЩЕНИМИ ВИХОРОГЕНЕРАТОРАМИ**

Особливістю конструкції даного ЛА є використання вихрогенеруючого крила. По всій довжині передньої кромки крила встановлені спеціальні аеродинамічні пристрої – вихрогенератори.

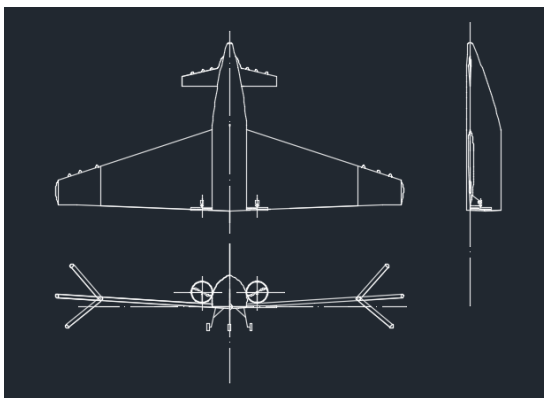
Вихрогенератори являють собою своєрідні «зубці», розташовані по всій передній кромці крила та ГО. Вони є продовженням передньої кромки крила. Вихрові потоки на правому та лівому напівкрилі закручуються вправо й вліво відповідно, що надає БПЛА стабільності.

За рахунок створення вихорів вони збільшують критичний кут атаки ЛА до 2 разів. Відбувається це за рахунок того, що вихори прискорюють потік повітря над крилом, створюючи додаткову підйомну силу.

БПЛА не має звичної системи керування. Замість цього, він має відхиляючі закінцівки крила, які встановлені на кулькових шарнірах. Вони відхиляються як навколо поздовжньої, так і навколо поперечної осі. При горизонтальному польоті за кінцівки знаходяться в площині крила. При посадці вони відхиляються вниз, збільшуючи стійкість БПЛА. При польоті на малих швидкостях або при сильному вітрі вони збільшують стійкість відхиляючись вгору. Одночасно вони можуть відхилятися диференціально для керування по крену на кшталт горизонтального оперення винищувача МіГ-23

Горизонтальне оперення ЛА являє собою 2 цілноповоротні керуючі поверхні зі стрілоподібністю по передній кромці. Особливістю конструкції ГО є використання аеродинамічних напливів. Для даного проекту були обрані готичні напливи.

Оскільки, як зазначено вище, вісь двигунів і відповідно, тяги, проходить вище від вісі фюзеляжу, це створює додатковий пікірувальний момент, причому із величина моменту прямо пропорційна величині тяги. Для компенсації цього негативного явища ПГО автоматично відхиляються вгору при збільшенні потужності двигунів.



*Науковий керівник – Є.П. Ударцев, д.т.н., проф.*

УДК 629.735.33(043.2)

Ситник Ю.Д., Коваленко М.Г., Лісовець Д.А., Правда В.Р.  
*Національний авіаційний університет, Київ*

## **МОДЕЛЬ МАСОВОГО ПЛОТАЖНОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАКА ДЛЯ ПІДГОТОВКИ ПІЛОТІВ.**

Для підготовки «пілотів» безпілотних літаків необхідна дешева модель з досконалими аеродинамічними характеристиками та забезпеченням захисту від поривів вітру і можливості пілотування у дощ.

Модель повинна бути компактною, легкою і запускатися з руки. Масове виготовлення таких моделей планується за допомогою 3D принтерів.

У доповіді демонструється модель виробника на 3D принтері з характерними розмірами.

Довжина літака – 0.53 (м).

Довжина фюзеляжу – 0.43(м).

Максимальна ширина фюзеляжу – 0.07(м).

Максимальна висота фюзеляжу – 0.09(м).

Висота літака – 0.115(м).

Висота пусого літака – 0.115(м).

### *Крило*

Розмах крила – 0.43(м).

Площа – 0.76(м<sup>2</sup>).

Кут стріловидності - 4<sup>0</sup>

### *Горизонтальне оперення*

Розмах – 0.105(м).

Площа – 0.36(м<sup>2</sup>).

### *Вертикальне оперення*

Висота – 0.1(м).

Площа – 0.35(м<sup>2</sup>).

*Науковий керівник – Є.П. Ударцев, д.т.н., проф.*

## **ГІДРАВЛІКА ТА ГІДРОПРИВОДИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН**

УДК 621.924.93(045)

**Николин О.Б., Хільченко А.А.**  
*Національний авіаційний університет, Київ*

### **ПЕРЕВАГИ І НЕДОЛІКИ ГІДРОСТРУМЕНЕВОЇ ОБРОБКИ МАТЕРІАЛІВ**

Серед способів впливу на матеріали провідне місце займають гідроструменеві технології, сутність яких полягає у використанні в якості інструмента сформованого за допомогою спеціальних сопел струменя рідини високого тиску. Такий інструмент володіє універсальними властивостями: він здатен виконувати кероване руйнування певних обсягів твердого тіла - від неметалів до твердих сплавів та тугоплавких металів, видаляти з поверхонь забруднення та різноманітні покриття. За показниками продуктивності та енергоємності струменеві технології можуть конкурувати з електрохімічними та електрофізичними методами обробки, з лазерною, ультразвуковою та плазмовою обробкою, з традиційним лезовим різанням та обробкою матеріалів тиском.

Зайнявши окреме місце серед фізико-механічних методів обробки, струменеві технології починають активно досліджуватися та вдосконалюватися. Сучасний стан промислового комплексу вимагає активізації зусиль спрямованих на пошук і розробку принципово нових методів обробки, що базуються на прогресивних фізичних і фізико-технічних ефектах, володіють високою енергетичною ефективністю, широкими технологічними можливостями та є екологічно безпечними.

Струменеві обробка супроводжується незначним стружкоутворенням, підвищує коефіцієнт використання матеріалу. При ньому в зоні різання практично не виділяється пил, відсутні термічні зміни і перетворення.

Гідроструменеві методи в системі технологій обробки конструкційних матеріалів займають досить широку нішу, обумовлену значною універсальністю струменя, що використовується як інструмент. Вони можуть конкурувати з обробкою матеріалів тиском, механічним різанням, електрохімічними, електроіскровими ультразвуковими, плазмовими та лазерними методами.

Особливої актуальності струменеві обробки набули у зв'язку з різким зростанням обсягів використання нових матеріалів, зокрема, композитів, які, на відміну від традиційних конструкційних матеріалів, володіють заданими фізико-механічними властивостями - легкістю, міцністю, спроможністю працювати в агресивних середовищах тощо.

Однак якщо в результаті різання необхідно забезпечити не тільки форму, а і належну якість отриманих поверхонь Струменеві технології вимагають використання надпотужних станцій високого тиску (до 600-800 МПа). мінімізації робочої подачі та додаткових зусиль.

Аналіз технологічних можливостей і фізичної сутності обробки матеріалів гідрообразивним струменем показує, що цей технологічний процес може широко застосовуватися на виробництві і можливості його можуть бути розширені.

*Науковий керівник – Яцук О.П., старший викладач*

**ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ СТРУМЕНЕВИХ ТЕХНОЛОГІЙ**

Розглянуто системи струменевої технології сутність яких полягає у використанні в якості інструмента сформованого за допомогою спеціальних сопел струменя рідини високого тиску. Такий інструмент володіє універсальними властивостями: він здатен виконувати кероване руйнування певних обсягів твердого тіла, зміцнювати поверхневий шар, формувати необхідний мікрорельєф поверхні, видаляти з поверхонь забруднення та різноманітні покриття. Гідроструменеві методи в системі технологій обробки конструкційних матеріалів займають досить широку нішу, обумовлену значною універсальністю струменя, що використовується як інструмент. Вони можуть конкурувати з обробкою матеріалів тиском (вирубними штампами), механічним різанням, електрохімічними, електроіскровими ультразвуковими, плазмовими та лазерними методами.

Гідроструминна обробка практично повністю виключає недоліки, властиві іншим методам: термічну деструкцію матеріалу, значні локальні навантаження оброблюваної ділянки заготовки, викиди шкідливих речовин у повітря тощо. При цьому доведено, що продуктивність гідро - або гідроабразивного різання, як правило, значно вища за продуктивність інших методів фізико-технічної обробки, а енерговитрати – менші.

Проаналізовано застосування системи струменевої техніки в різних сферах народного господарства: авіаційно-космічній галузі, суднобудуванні та медицині.

Широкий діапазон технічного застосування обумовлений можливістю, які супроводжуються незначними локальними механічними і температурними впливами на обробляємий матеріал. Аналіз технологічних можливостей і фізичної сутності обробки матеріалів гідроабразивним струменем показує, що цей технологічний процес може широко застосовуватися на виробництві і можливості його можуть бути розширені.

При пошуку нових технологій, пов'язаних з застосуванням гідравлічних струменів, одна із першочергових задач полягає в отриманні параметрів струменя. Від того, наскільки вдало вирішено ці питання, залежить ефективність нової технології. Основними елементами в отриманні струменя при струменевої обробці являються головки.

В роботі узагальнено існуючі теорії струменевої руйнування твердого тіла. Систематизовано інформацію щодо можливих галузей використання струминних технологій та обладнання.

Сформульовано основні принципи конструювання елементів гідрорізного обладнання, до яких належать струменеві головки, системи живлення та ін.

*Науковий керівник – Яцук О.П., старший викладач*

УДК 621.924.93

**Томілович Р.В.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ПРОТИОБЛІДНОВАЛЬНА СИСТЕМА ЛІТАКА**

Обледеніння - процес утворення льоду на керуючих поверхнях, крилі літака і т. д. при низькій температурі.

Існує три види обледеніння: сублимаційне, сухе, аморфне.

Перший тип - це так зване сублимаційне зледеніння. В цьому випадку відбувається сублимація водяної пари на поверхні обшивки літального апарату, тобто перетворення в лід минаючи рідку фазу.

Другий тип - так зване сухе зледеніння. Це осідання вже готового льоду, снігу або граду при прольоті літака через кристалічні хмари. Найбільш небезпечний вид обмерзання-це аморфні відкладення чистого льоду - явище, схоже з ожеледицею на поверхні землі.

Також вчені виділяють чотири форми обледеніння: клиноподібна(профільна), жолобоподібна, рогоподібна та бар'єрна. Найбільш небезпечною формою, що погіршує аеродинамічні характеристики – це бар'єрна форма.

Протизаморожувальні системи поділяються за характером впливу на механічні, фізико-хімічні та теплові, а за умовами експлуатації на циклічні та постійної дії.

Механічний спосіб заснований на механічному впливі на шар льоду. Лід з поверхні видаляється шляхом сколювання, деформації, відривасмого під впливом відцентрових, аеродинамічних або інших зовнішніх сил.

Фізико-хімічні способи засновані на використанні ряду речовин у вигляді рідин, які або знижують температуру замерзання переохолоджених крапель води, які потрапляють на поверхню, або зменшують силу зчеплення льоду з обшивкою.

Тепловий спосіб заснований на нагріванні захищасмої поверхні до температури танення льоду або випаровування плівки води.

Поряд з цим всі ПОС можна розбити на дві групи за характером роботи: безперервної дії і циклічної дії. ПОС безперервної дії не допускають обмерзання поверхні, що захищається, циклічної дії допускають утворення льоду певної товщини, а потім видаляють його.

Незалежно від попередніх ознак всі ПОС прийнято поділяти за місцем їх встановлення: крила, хвостового оперення, повітряних, несучих та хвостових гвинтів, оглядових вікон і т. д.

*Науковий керівник –Головко Ю.С., к.т.н., доцент*



**УПРАВЛЯЮЩИЕ УСТРОЙСТВА ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СТРУЙНОЙ ТЕХНИКИ. ТИПЫ СТРУЙНЫХ УСТРОЙСТВ**

Гидравлические струйные элементы предназначены для преобразования и усиления входных сигналов в виде перемещения, изменения давления или расхода жидкости. Устройства гидравлической струйной техники не имеют замкнутых объемов жидковсти и обладают свойствами односторонней проводимости. Включение их в гидросистему резко снижает вероятность возникновения гидроударов, что повышает ее надежность и долговечность.

Существуют следующие типы струйных устройств:

Базовый элемент гидравлической струйной техники – «сопло – приемный канал». Он состоит из питающего сопла, в котором формируется основная струя, и расположенного против него приемного канала. Кинетическая энергия струи преобразуется в нем в потенциальную энергию сжатой жидкости. Элемент «сопло – приемный канал» может быть выполнен по дифференциальной схеме. При этом используется два приемных канала. Для управления могут применяться элементы с числом приемных каналов и более двух.

В аналоговом струйном элементе с поперечным взаимодействием струй входным воздействием является изменение расхода или давления жидкости в каналах управляющих сопл. В управляющем сопле формируется струя, которая воздействует на струю, вытекающую из питающего сопла. При этом на выходе устройства изменяются давление и расход.

В дефлекторном струйном элементе отклоняется струя, вытекающая из питающего сопла. Дефлектор может быть выполнен в виде плоской пластины с острием, воздействующим на струю. Широко используются также дефлекторы объемного типа, в которых на струю воздействует поверхность, в общем случае криволинейная. Дефлектор может иметь одну или несколько таких поверхностей. Наиболее часто используются дефлекторы в виде щели с двумя рабочими поверхностями. При работе струйного устройства струя отклоняется дефлектором, одновременно отсекается часть ее и направляется на слив.

*Науковий керівник – Тарасенко Т.В., доцент каф. ГГС, к.т.н.*

## **СИСТЕМА ВИПУСКУ ТА ПРИБИРАННЯ ШАСІ**

Існує велика кількість варіантів розміщення шасі на літаку, та найбільшого використання отримало триопорне шасі з носовою опорою. Дана схема є оптимальною, так як забезпечує достатню стійкість при розгоні літака і усуває можливість капотування при гальмуванні. Також існують шасі з можливістю прибирання опор і без неї. Великого поширення набули шасі з опорами, що прибираються, які в свою чергу, потребують систему випуску та прибирання шасі.

Система випуску та прибирання шасі являється досить важливою, так як прибирання шасі значно зменшує лобовий опір, а при відмові випуску все може завершитись досить трагічно. Призначена дана система для випуску і фіксації у випущеному положенні опор шасі при посадці і їх розфіксації і прибирання при зльоті. Існує декілька варіантів прибирання шасі: основні стійки можуть прибиратись по розмаху крила, по потоку і проти потоку.

Прибирання по розмаху крила в основному здійснюється у фюзеляж. Перевагою такої схеми являється незмінний центр маси. Недоліком – необхідність порушення силових елементів і як наслідок необхідність їх посилення, що приводить до збільшення маси.

Прибирання по/проти потоку здійснюється в гондоли двигунів. Перевагою такої схеми являється відсутність необхідності порушувати силові елементи каркаса фюзеляжу. Недоліком – розміщення шасі поряд з двигуном може бути пожежонебезпечним.

Передня стійка зазвичай прибирається проти потоку, так як дана схема має ряд переваг: при відмові гідросистеми випуск шасі можна здійснити за рахунок набігаючого потоку; при зльоті прибирання шасі зміщує центр маси вперед, що приводить до збільшення стійкості, а при посадці центр маси зміщується назад і в результаті покращується керуваність.

Для випуску і прибирання шасі літак оснащений основною і дублю- вальною гідросистемами. Замикання стійок у випущеному положенні здійснюється за допомогою підкосів, що складаються, які кріпляться до стійок опор і силовим елементам конструкції літака. В розправленому положенні підкоси фіксуються замком випущеного положення. Розфіксація здійснюється гідроциліндром випуску і прибирання шасі на початку прибирання.

Основними елементами системи є: гідроциліндри, що забезпечують сам процес випуску та прибирання; підкоси, що складаються, які фіксують стійки шасі у випущеному положенні; система аварійного випуску шасі, що дозволяє пілоту здійснювати випуск шасі при відмові системи.

*Науковий керівник –Тарасенко Т.В., доцент каф. ГГС, к.т.н.*

## ЭЛЕКТРОДИСТАНЦИОННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

Исторически появление ЭДСУ было связано с ростом лётно-технических характеристик летательных аппаратов и сопутствующих этому росту технических проблем. Долгое время система управления самолётов была чисто механическая. В такой системе усилия от штурвала и педалей передаются к рулям посредством гибкой или жесткой проводки, проложенной внутри конструкции планера.

Дальнейший рост скоростей полета привел к появлению гидромеханических систем управления, так как мышечной силы пилота не хватало для преодоления аэродинамического сопротивления на рулевых поверхностях. Гидромеханическая система имеет различные силовые бустеры, которые многократно увеличивают усилие, передаваемое пилотом. Однако, такая система управления при множестве положительных качеств также имеет массу недостатков, в частности, она является сложной, громоздкой и тяжёлой.

В отличие от механических и бустерных систем управления, в ЭДСУ воздействия от органов управления в кабине к управляющим поверхностям передаются с помощью электрических сигналов. Такая система позволяет добиться лучших массогабаритных показателей и в некоторой степени упрощает техническое обслуживание. Также появляется возможность вводить очень сложные алгоритмы управления, физически невозможные для человека. Электродистанционная система полностью контролирует действия лётчика и не позволяет выйти на опасные режимы.

Недостатками системы являются:

- трудность обеспечения достаточной надёжности;
- трудоемкость обслуживания;
- повышенные требования к наземному персоналу.

Для обеспечения достаточной надёжности на борту самолёта имеется несколько параллельно работающих каналов управления. Система контроля сравнивает сигналы каналов между собой в нескольких ключевых точках и способна «проигнорировать мнение» вычислителя, который выдает неверные данные, определяемые как превышение допустимого порога погрешности. Помимо этого, часто применяется многоуровневый дополнительный контроль сигналов на соответствие параметрам, вплоть до проверки качества электропитания, поступающего в ЭДСУ. В результате вероятность полного отказа ЭДСУ пассажирских самолётов составляет менее  $10^{-9}$  на 1 час полёта.

В то же время, стопроцентной гарантии надёжности системы в целом добиться невозможно, поэтому дублируются не только каналы управления, но и режимы управления, позволяющие в случае отказа переходить на упрощённый режим пилотирования, и не один. Система проектируется с расчётом на многочисленные отказы и основной проблемой разработчиков является задача предусмотреть все теоретически возможные варианты развития событий.

*Науковий керівник – Тарасенко Т.В., канд. техн. наук, доцент*

## **ВПЛИВ ВОДИ В ПАЛИВІ НА РОБОТУ ПАЛИВНОЇ СИСТЕМИ ЛІТАКА**

Основною вимогою до паливних систем сучасних літаків є надійне живлення двигунів літака паливом при всіх очікуваних умовах експлуатації літака на землі чи в польоті. Палива, що застосовуються в авіації, містять забруднення, які утворюються в результаті їх виготовлення, при транспортуванні, при зберіганні, а також ті, які потрапляють у паливо в процесі експлуатації. Основним забруднювачем є вода.

В доповіді визначено шкідливий вплив води на функціонування паливної системи. Вода в паливі може бути в розчиненому або вільному стані (у вигляді емульсії або відстою). Кількість води в розчиненому стані залежить від складу палива і зовнішніх умов: від температури та тиску, при зниженні тиску і температури вода переходять у вільний стан. Наявність води в паливі проявляється у вигляді накопиченого відстою у паливних баках, в емульгуванні води в паливі, в утворенні інею на стінках баків, що призводить до появи шуги, в обмерзанні сіток підкачувальних насосів, в обмерзанні фільтрів дренажних трубопроводів. Відбувається порушення роботи паливної системи. Розглянуто питання утворення емульсій у паливах та їх стійкість і тривалість їх руйнування. Серед головних чинників, що розглядалися, є концентрація емульсійної води в паливі, дисперсія емульсій, температурні поля в баках, повнота заповнення баків паливом.

Для захисту паливної системи літаків від низькотемпературних порушень застосовують експлуатаційні та теплофізичні методи. До перших слід віднести: наземне очищення палива від забруднень та води, застосування протикристалічних присадок, обмеження тривалості польоту на паливі без присадок або на паливах з підвищеною температурою кристалізації, контроль температури палива у польоті літака, злив відстою з паливних баків при технічному обслуговуванні. До теплофізичних методів відносять: захист фільтрів від обмерзання, що забезпечується підігрівом палива в лінії подачі перед фільтрами, підігрів палива в баках від системи кондиціонування або гідросистеми, гідроструменеве змивання паливом обмерзлої сітки відцентрового насосу через кільцевий колектор.

*Науковий керівник – Сивашенко Т.І., канд.техн.наук, професор*

**THE A380 MAIN LANDING GEAR SYSTEM**

Airbus measured pavement loads using a 540-tonne (595 short tons) ballasted test rig, designed to replicate the landing gear of the A380.

The landing gear and landing gear doors operation are controlled electrically and are hydraulically and mechanically operated. In abnormal operation, the landing gear can be extended by gravity. The A380 undercarriage consists of four main landing gear legs and one noseleg, with the two inboard landing gear legs each supporting six wheels.

Gears: Nose Landing Gear (2 Wheels), Body Landing Gear x2 (Bogie Type, 6 Wheels - 4 Braked), Wing Landing Gear x2 (Bogie Type, 4 Wheels - 4 Braked).

**Monitoring Systems**

- Tyre Pressure Indication System
- Brake Temperature Monitoring System
- Oleo Pressure Monitoring System

**A380 Landing Gear Systems - Oleo Pressure Monitoring System:**

- Oleo pressure is monitored simultaneously on all landing gear shock absorbers and any warning is passed on to the Flight Warning System.
- Prevents departure with mis-serviced Landing Gear
- Accurate Check - performed once per flight, after gear extension
- Gross Check - continuous monitoring
- Combined Pressure and Temperature sensor mounted on each Shock Absorber

**Wing Landing Gear** Each wing landing gear has a leg assembly and a four-wheel bogie beam. The WLG leg includes a Bogie Trim Actuator (BTA) and an oleo-pneumatic shock absorber. A two-piece side-stay assembly holds the WLG in the extended position. A lock-stay keeps the sidestay assembly stable in the locked down position.

**Body Landing Gear** The two body landing gears have a six-wheel bogie beam and a leg assembly that includes an oleopneumatic shock absorber. A two-piece drag-stay assembly mechanically locks the leg in the extended position.

**Nose Landing Gear** The nose landing gear includes a single-stage direct acting oleo-pneumatic shock absorber. A twopiece drag-stay assembly with a lock-stay, mechanically locks the leg in the extended position.

*Scientific leader –Tarasenko T.V., associate professor*

УДК 621.924.93

**Макаренко Р.О., Каземір Б.В.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ПОВОРОТОМ КОЛІС ПЕРЕДНЬОЇ ОПОРИ**

Для керування рухом літака разом з аеродинамічними органами керування при зльоті, посадці, рулінні використовується система керування поворотом носової стійки, котра повертає по команді льотчика поворотну частину передньої опори разом з колесами. На сучасних пасажирських та транспортних літаках з трьохопорною схемою шасі керованою є передня опора, а на літаках з багатоопорною схемою разом з передніми опорами керованими можуть бути частина або всі основні стійки.

Система керування поворотом коліс передньої опори призначена для виконання розворотів при рулінні і витримці напрямку на ЗПС при зльоті і посадці, а також забезпечує демпфування коливань (типу "шимі") коліс передньої опори спільно з опорою на всіх режимах керування.

Система керування поворотом коліс передньої опори – електрогідравлічна, дистанційна, слідкуюча. При вимкненій системі колеса вільно орієнтуються при русі літака по рульовій доріжці (ЗПС). Система керування поворотом оснащена блокуванням, що відключає систему при відриві коліс передньої опори від землі, що запобігає розвороту коліс у польоті, а отже, і посадку літака з розвернутими колесами. При відриві коліс поворотна частина стійки і колеса встановлюються і утримуються в нейтральному положенні центруючим механізмом стійки передньої опори.

На сьогоднішній день розповсюджено два види систем керування носовою опорою: гідромеханічна та електродистанційна.

Електродистанційна система є більш перспективною для використання у транспортній авіації завдяки меншій масі, а також більшій надійності.

Електродистанційна система керування простіше будь-якого сервоприводу, підключеного до механічної проводки. У ній немає пристроїв пересилування і відключення, немає детектора відмов. Вони тут не потрібні (вірніше, необов'язкові). Несправний канал просто вимикається, або компенсується іншими каналами.

Подальше зниження вартості електродистанційної системи, зменшення габаритів її агрегатів та блоків, підвищення їх надійності дозволить знаходити все більше способів її застосування в літакобудуванні.

Основним призначенням система керування механізмом розвороту передньої опори є керування напрямком руху літака під час руління, розбігу та пробігу по ЗПС. Для цього носова стійка шасі сучасного транспортного літака обладнується механізмом розвороту. Система керування в сукупності із механізмом розвороту утворюють систему керування розворотом передньої стійки.

*Науковий керівник – Макаренко Р.О., канд.техн.наук, доцент*

**ДИНАМІЧНІ ВЛАСТИВОСТІ ГІДРАВЛІЧНИХ РЕГУЛЯТОРІВ ТИСКУ**

Динамічні процеси, що відбуваються в реальних гідравлічних системах, зазвичай описуються нелінійними диференціальними рівняннями з розподіленими параметрами високого порядку, точне рішення яких досить складно. Труднощі часто полягають не тільки в рішенні рівнянь (окремі рішення цих рівнянь можна виконати за допомогою електронно-лічильної техніки), а й в їх складанні і виборі правомірних припущень, так як невідомі способи опису складних фізичних явищ, що відбуваються в гідравлічних системах в перехідних режимах. Тому дослідження динамічних властивостей гідравлічних систем включає як уточнення динамічних характеристик елементарних ланок (дроселя, клапана і т.д.) і процесів (витоку рідини з отвору, передача імпульсу тиску і ін.), так і розгляд нестационарних режимів роботи системи в цілому.

Для практичних інженерних розрахунків зручно складні фізичні процеси, що відбуваються в системі, описати спрощеними лінійними рівняннями відносно невисокого порядку і визначити робочу область, в якій таке спрощення прийнятне. Однак необхідність узагальнення результатів досліджень і висновків закономірностей, що поширюються на широкий діапазон робочих частот і конструктивних параметрів, вимагає більш глибокого вивчення сутності фізичних явищ, що відбуваються в переливних клапанах (гідродинамічні сили, інерційний напір і т.д.). При цьому статичні і динамічні характеристики регуляторів тиску розглядаються спільно, щоб отримати найбільш повне уявлення про поведінку регулятора тиску в системі і вибрати рішення (часто компромісне), що забезпечує оптимальні умови роботи.

Загальні методи розрахунку і конструювання запобіжних і переливних клапанів, а також раціональні схеми включення їх в гідравлічну систему описані в фундаментальних працях по гідроприводу Т.М. Башти, В.В. Єрмакова, І.З. Зайченко, В.Н. Прокоф'єва, Е.М. Хаймовича, В.А. Хохлова та ін. В працях цих авторів показано, що регулятор тиску являє собою динамічно складний агрегат, здатний викликати нестійку роботу всієї гідравлічної системи, є джерелом автоколивань. С.Н. Рождественський побудував діаграму для запобіжного регулятора тиску з урахуванням стисливості рідини в напірному трубопроводі, по якій можна визначити межі нестійкості перехідних процесів. Слід зазначити, що динамічна нестійкість охоплює широку область коливань регулятора тиску - від явища акустичного резонансу до самозбудження коливань, викликаних стисканням рідини або недостатньою жорсткістю приводу насоса.

*Науковий керівник – Бутько В.С., канд.техн.наук, доцент*

УДК 621.652; 621.22(043.2)

**Шиленко А.Ю.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ПРИНЦИП ДІЇ СУЧАСНОГО АКсіАЛЬНО-ПОРШНЕВОГО РЕГУЛЬОВАНОГО НАСОСА З ПОХИЛИМ ДИСКОМ**

У роботі визначено принцип дії та конструкцію сучасного насосу з похилим диском на прикладі V30D, переваги та недоліки поршневого агрегату, особливості вдосконалення деталей, що забезпечують необхідну актуальність використання саме цього насосу.

Робота агрегату ґрунтується на впливі обертового вала на спеціальний блок циліндрів. При цьому спостерігається поступальне переміщення поршнів уздовж осі цього блоку. Таким чином відбуваються зворотньо-поступальні аксіальні рухи, завдяки яким агрегат отримав свою назву.

При русі поршнів в циліндрах послідовно відбувається всмоктування і нагнітання. З'єднання з напірними і всмоктуючими лініями здійснюється послідовно через спеціальні вікна в розподільчому пристрої. Для запобігання виникнення несправностей, блок циліндрів розташовується так, щоб він був щільно притиснутий до розподільного пристрою.

З метою зменшення гідродудару в ході роботи агрегату в зазначених перемичках спеціально робляться дросельні канавки. Ціна агрегату відповідно висока.

При розробці концепції насоса були використані найсучасніші знання і досвідчені дані в області зниження рівня шуму в гідравлічних машинах. Тому тип V30D виробляє (в тому числі і при максимальних навантаженнях) відносно невисокий рівень звукового тиску. Підбір матеріалів відповідає найвищим стандартам. Різноманітна програма регулювання (модульна система), а також наскрізний прохід валу (за бажанням) для навішування допоміжних насосів надають користувачеві широкі можливості застосування. З типом V30D пропонується концепція насоса, яка задовольняє спеціальним вимогам сучасних промислових і мобільних гідросистем.

Важливі переваги аксіального насосу на прикладі V30D:

- невеликий рівень звукового тиску, що дозволяє обійтися без вторинних заходів щодо зниження шуму;
- прохідний вал забезпечує тандемну комбінацію насосів типу V 30 D один під одним або навішування допоміжних насосів всіх видів;
- встановлений механічний індикатор кута гоїдання в якості важливого допоміжного пристрою для контролю функціонування та інше.

Таким чином, конструктивні елементи насосу типу V 30 D здатні забезпечувати справне користування ним; своїми перевагами його конструкція показує прагнення сучасного насосу до зменшення негативного впливу недоліків аксіально поршневих агрегатів.

*Науковий керівник – Бутько В.С., канд.техн.наук, доцент*



## ДОСЛІДЖЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК СТРУМЕНЕВОГО СТАБІЛІЗАТОРА ОБЕРТІВ ГІДРОМОТОРА

Сучасний етап розвитку гідроприводу характеризується активним пошуком технічних засобів підвищення вихідних характеристик гідроприводу. Однією із актуальних задач, що вирішуються, є забезпечення постійної швидкості руху вихідної ланки гідроприводу в широкому діапазоні зміни навантаження. Рішення даної проблеми можливе шляхом використання струменевих стабілізаторів витрати. Дані стабілізатори витрати можуть використовуватись у якості струменевих стабілізаторів обертів гідроприводу (ССОГ).

Результати експериментальних даних струменевих стабілізаторів обертів гідроприводу порівнювались із стандартним гідроприводом –аналогом ГП-72.

ССОГ складається із живлячого і приймального конічних каналів, які розташовані соосно в робочій камері. Живляче сопло з'єднане із джерелом тиску, а приймальний канал з гідроприводом (гідромотором). Робочий процес ССОГ характеризується двократним перетворенням енергії. В живлячому соплі відбувається перетворення потенціальної енергії тиску в кінетичну енергію струменю рідини, що витікає в затоплений простір. Струмінь потім потрапляє в приймальний канал, де відбувається перетворення кінетичної енергії струменя в потенціальну енергію тиску, яка залежить від величини навантаження на вихідній ланці гідромотора. Геометричні розміри приймального сопла вибираються таким чином, щоб втрати гідравлічної енергії при роботі стабілізатора були мінімальні.

Для проведення експериментальних досліджень розроблено спеціальну методику.

Номинали діаметрів сопел приймальних каналів вибрано таким чином, щоб через них протікала така ж витрата, як через гідропривод ГП-72 (16 л/хв. при максимальних обертах 400 об/хв). Таким чином розрахунок геометричних параметрів проточної частини сопла і приймального каналу було орієнтовано на дану величину. Діаметр живлячого сопла знаходиться за формулою Торрічеллі:

$$d_0 = 2 \sqrt{\frac{Q_0}{\mu \sqrt{\frac{2(p_0 - p_{зл})}{\rho}}}}$$

де  $Q_0$  - витрата через живляче сопло;  $\mu$  - коефіцієнт витрати;  $p_0$  - тиск нагнітання;  $p_{зл}$  - тиск зливу;  $\rho$  - густина рідини.

За результатами проведених випробувань найкращі енергетичні характеристики елемента «сопло-приймальний канал» отримані при розмірі

приймального каналу на 20% більшими від розмірів живлячого сопла.

Експерименти проводились в чотири етапи. На першому етапі було виконано проливки живлячих сопел. На другому етапі було досліджено статичні характеристики ССОГ з різними типорозмірами живлячих сопел і приймальних каналів. На третьому етапі проводились дослідження статичних характеристик гідромотора і ССОГ у встановленому режимі. На четвертому етапі проводились дослідження динамічних характеристик гідромотору зі струменевим стабілізатором обертів гідромотору.

При проведенні експерименті встановлено:

1. В інтервалі зміни тиску навантаження в приймальному каналі від 0 до 60% від максимального витрата через приймальний канал максимальна і не залежить від тиску навантаження. При збільшенні тиску навантаження від 60 % до 70% від максимального витрата знижується на 5% у порівнянні із максимальною.

2. Має місце незначне зменшення частоти обертання гідромотора при нульовому навантаженні на вихідній ланці. Для всіх типорозмірів сопел ССОГ ця величина знаходиться в межах 5 – 10%.

3. При зміні протидіючого навантаження від 5 до 40 Нм частота обертання вихідного валу практично залишається постійною і зберігає своє максимальне значення.

4. При зміні протидіючого навантаження від 40 до 50 Нм частота обертання зменшується в порівнянні з максимальною: для ССОГ з діаметрами сопел 1,56 та 1,84 – на 15%, для 1,46 та 1,75 – на 11%, для 1,22 та 1,5 – на 6%.

5. При раптовій зміні протидіючого навантаження на вихідній ланці від 5 до 45 Нм, перехідний процес має коливальний характер. При цьому величина пере регулювання за частотою обертів вихідного валу гідромотора не перевищує 10%, а час перехідного процесу складає 0,5 с.

*Науковий керівник – Тарасенко Т.В, к-н техн. наук*

**АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА ЕНЕРГОЕФЕКТИВНІСТЬ В  
АВІАЦІЙНІЙ ГАЛУЗІ**

УДК 656.71.628.984

**Кубрак І. Г.***Національний авіаційний університет, Київ***ІНФОРМАЦІЙНІ ЗАСОБИ КОНТРОЛЮ НАЯВНОСТІ ДЕФЕКТІВ  
ЗЛІТНО-ПОСАДКОВОЇ СМУГИ**

Успіх перельотів як малих літаків, так і трансатлантичних повітряних суден залежить не лише від технічних засобів та справності техніки, але й від злітно-посадкової смуги в аеропортах, де вони здійснюють відповідно зліт та приземлення. При експлуатації аеродромного покриття на його поверхні утворюються мікротріщини, які з часом збільшуються в розмірах і призводять до руйнування поверхні покриття. Товщина зруйнованого шару може становити від декількох міліметрів до 10 міліметрів і більше. Великі частинки піску або невеликі частинки щебеню, що звільняються при таких руйнуваннях, представляють серйозну небезпеку для двигунів літаків.

За таких умов, метою дослідження є пошук технології, універсальних датчиків, застосування яких обслуговуючим персоналом аеропорту надасть можливість передчасно виявляти тріщини і знешкоджувати їх.

Існує ряд датчиків розвитку поверхні тріщин, що призначені для визначення характеристик тріщиностійкості конструкційних матеріалів, вимірювання зсуву, а також для визначення наявності дефектів на злітно-посадковій смугі.

Датчики розвитку поверхні тріщин призначені для визначення характеристик тріщиностійкості конструкційних матеріалів при знакозмінних навантаженнях в діапазоні розмаху коефіцієнта інтенсивності напружень  $\Delta K$  від 5 до 50 МПа $\sqrt{m}$  в умовах макрокліматичних районів з помірним і холодним кліматом.

Другий тип датчиків, які можуть застосовуватися, - прилади вимірювання зсуву. Приміром, датчик тріщин VCD-5B, що створений для вимірювання пошкоджень, які з'являються в бетонних конструкціях. У порівнянні з звичайними датчиками, датчик VCD-5B володіє надзвичайно малим вимірюваним зусиллям при простоті установки. Саме тому він ідеально підходить для виявлення найменших тріщин назлітній смугі. Ще одним приладом перевірки смуги на наявність дефектів може слугувати датчик Vaisala DRS511. Це система, що вимірює різні параметри поверхні злітно-посадкової смуги. Датчик монтується безпосередньо в дорожнє покриття і збирає дані, будучи встановлений на одному рівні з поверхнею. Система DRS511 передає не тільки температуру поверхні, але і дані про наявність вологи на поверхні, і, таким чином, може аналізувати такі стани смуги, як суха, волога, обледеніла і засніжена тощо.

Таким чином, завчасна перевірка та виявлення тріщин на злітно-посадкових смугах є перспективним напрямом діяльності, який дозволить не лише завчасно знаходити проблемні ділянки, але й уникати ситуацій, що можуть негативно вплинути на роботу аеропорту та безпеку перевезення пасажирів чи цінних товарів.

*Науковий керівник – С.М. Гальченко, к.т.н., доц.*

УДК 681.515.8(043.2)

**Зунунов А.О., Ціпов'яз А.О.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **СИНТЕЗ ЦИФРОВИХ РЕГУЛЯТОРІВ ДЛЯ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ РОБОТОМ МАНІПУЛЯТОРОМ**

На сьогоднішній день застосування робототехнічних комплексів знаходить широке застосування в різних галузях. Це пов'язано з тим, що робототехніку можна застосовувати в тих випадках, коли можливість роботи людини обмежена або неможлива через ряд причин, таких як загроза здоров'ю та інші. Їх головна задача – виконання поставленої задачі з максимальною ефективністю та точністю. Саме тому, при застосування таких комплексів виникає ряд завдань, зокрема, пов'язаних з їх управлінням. У зв'язку з цим, у даній доповіді пропонується застосування цифрових ПІД - регуляторів в системі керування роботом-маніпулятором з метою підвищення точності системи в сталому режимі та забезпечення бажаних показників якості перехідного процесу.

Цифровий ПІД-регулятор – це пристрій в керуючому контурі зі зворотнім зв'язком, який містить в собі три складові: пропорційну, інтегровальну та диференційну ланки. Проте є істотний недолік практичного використання цифрового ПІД-регулятора – синтез його параметрів, тому налаштування регулятора стало серйозною проблемою у наш час.

Існує чимало аналітичних, експериментальних методів його налаштування, кожен з яких має свої переваги та недоліки. Широкого загалу набули методи Зілгера-Ніколса та метод експериментального налаштування. Ці методи досить прості та швидкі, проте точність, яку вони пропонують, не задовольняють бажаним показникам якості перехідного процесу.

Методи налаштування за допомогою додаткових пристроїв, такі як метод широтно-імпульсної модуляції, дають високу точність, але вони фінансово- та часозатратні.

У зв'язку з цим, в доповіді пропонується застосовувати метод синтезу цифрового регулятора шляхом підбору бажаних передавальних функцій та модальний метод синтезу, які задовольняють всім необхідним умовам та бажаним показникам якості перехідного процесу. Ці методи мають високу точність в порівнянні з низкою інших методів, а їх використання дає надійні гарантії успішної роботи системи.

*Науковий керівник – О.М. Тачиніна, к.т.н., доц.*

УДК 629.735:681.51 (043.2)

Романовська А.А.,

Національний авіаційний університет, Київ

## СИСТЕМА ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛІННЯ РУХОМ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ІЗ ЗАДАНОЮ ШВИДКІСТЮ ПЕРЕМІЩЕННЯ РУЛЬОВОГО ОРГАНУ

Літальний апарат (ЛА) як об'єкт управління являє собою складну динамічну систему через наявність великої кількості пов'язаних між собою параметрів і складних перехресних взаємодій між ними. Органи управління, які створюють керуючі впливи, можна розділити на дві групи:

- органи поздовжнього управління, які забезпечують рух в поздовжній площині;

- органи управління бічним рухом, які забезпечують необхідний характер зміни кутів крену, ковзання і рискання.

Подібне розділення органів управління є умовним, так як існують режими польоту, в яких органи управління здійснюють перехресні впливи. Для забезпечення автоматизації управління польотом ЛА необхідно чотири канали управління: канал управління силовою установкою; канал управління тангажем; – канал управління креном; – канал управління рисканням.

Синтез пілотажної системи ЛА полягає у виборі структури і параметрів каналів управління, що забезпечують одержання заданої якості управління польотом, на підставі динамічних властивостей.

Робастність систем, як правило, забезпечується належним вибором регулятора, який має необхідну швидкодію при ступінчастому вхідному сигналі, малі динамічні похибки та допустимі зміни якості системи. Для замкнутої системи управління креном ЛА можна скористатися спрощеною моделлю динаміки літака у вигляді передавальної функції, яка зв'язує відхилення елеронів і кут крену літака. Привід елерона описується передавальною функцією  $W_1(s) = \frac{\alpha_1}{s+a}$ , а

динаміка літака – передавальною функцією  $W_2(s) = \frac{\alpha_2}{s(s+b)}$ ; одиничний

від'ємний зворотній зв'язок здійснюється гіроскопом, при цьому передавальна функція об'єкта управління для регулятора визначається у вигляді  $W(s) = \frac{\alpha}{s(s+a)(s+b)}$ .

Невід'ємною частиною систем автоматичного управління рухом ЛА є виконавчі механізми. Виконавчі приводи рульових органів вибираються з умови, щоб їх навантажувальні характеристики забезпечували необхідну динаміку процесів управління, іншими словами, від них вимагається забезпечення переміщення із заданою швидкістю рульового органу, навантаженого зовнішніми силами або зовнішніми моментами.

Науковий керівник – С.С. Товкач, к.т.н., доц.

## **СИСТЕМА УПРАВЛІННЯ АСИНХРОННОГО ЕЛЕКТРОДВИГУНА З ЧАСТОТНИМ ПРОГРАМУВАННЯМ**

В даний час найбільш масово використовуються асинхронні двигуни, які випускаються потужністю від 0,1 кВт до кількох тисяч кіловат і знаходять застосування у всіх галузях промисловості [1]. Основною перевагою асинхронного двигуна є простота його конструкції і невисока вартість. Однак за принципом дії асинхронний двигун у звичайній схемі включення не допускає регулювання швидкості його обертання. Особливу увагу слід звернути на те, щоб уникнути значних втрат енергії, а, отже, для короткозамкнених асинхронних двигунів уникнути перегріву його ротора; двигун повинен працювати в тривалому режимі з мінімальними значеннями ковзання.

Для найкращого використання асинхронного двигуна при регулюванні кутової швидкості зміною частоти необхідно регулювати напругу одночасно в функції частоти і навантаження, що реалізується тільки в замкнених системах електропривода. У розімкнених системах напруга регулюється лише у функції частоти по деякому закону, залежному від виду навантаження.

Для здійснення частотного регулювання кутової швидкості знаходять застосування перетворювачі, на виході яких по необхідному співвідношенню або незалежно змінюється як частота, так і амплітуда напруги. Серед них можна виділити електромашинні перетворювачі частоти, які можуть бути реалізовані з проміжною ланкою постійного струму і безпосереднім зв'язком, де на вхід колекторної машини змінного струму подають напругу з постійною частотою і амплітудою, а на виході отримують напругу з регульованою частотою і амплітудою. Однак, електромашинні перетворювачі з безпосереднім зв'язком практичного застосування не отримали [1]. Тому для розробки частотного перетворювача необхідно використовувати наступні складові: випрямляч перетворювача частоти, фільтрація постійної напруги; інвертний модуль, мікропроцесорна система управління.

Сучасні перетворювачі частоти це високотехнологічні пристрої, які складаються з елементів на основі напівпровідників; їх електронна система управління, побудована на мікроконтролері, здійснює регулювання всіх параметрів електродвигуна, зокрема зміну його швидкості обертання. Застосування таких частотних перетворювачів дозволяє зменшити витрати на обслуговування електричного привода, а також розширити його функціональні можливості.

### **Література**

1. *Преобразователи частоты для асинхронных двигателей 2005. – 241 с*

*Науковий керівник – С.С. Товкач, к.т.н., доц.*

**МОДУЛЬ СОНЯЧНО - ВІТРОВОЇ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ УСТАНОВКИ**

На фоні постійного росту ціни за електроенергію та вичерпності природних ресурсів стає все доцільніше переходити на альтернативні джерела енергії. Енергія сонця та енергія вітру являються невичерпними, тому використання установок, які працюють за допомогою них буде доцільним з погляду багатьох чинників: відсутність забруднення навколишнього середовища, відносно швидка окупність та можливість використання в регіонах, де неможливо користуватись традиційними джерелами енергії.

Використання сонячних панелей в парі з вітровою установкою буде ефективним з точки зору зменшення порогової швидкості вітру, необхідної для виходу установки на номінальну частоту обертання. Сонячні панелі розташовуються на верхній частині кожної лопасті, а під час обертання вони будуть утворювати півколо, тим самим збільшуючи ефективну площу для потрапляння сонячних променів. Вертикальні вітряки з ротором Дарье забезпечені двома - трьома опуклими лопастями, без певної аеродинамічної спрямованості. Вони монтується в нижній і верхній точках осі ротора та можуть встановлюватися на окремих стовпах або підготовленому фундаменті, на рівні землі. Іноді, ротори Дарье і Савоніуса об'єднують в одне ціле і їх властивості прекрасно доповнюють один одного. Визначено основні переваги: вертикальні ротори без наслідків переносять різкі пориви вітру, аж до бурі; нормально працюють в умовах снігопадів і обмерзання; самостійно починають обертатися при швидкості вітру 0,2-0,5 метрів в секунду; номінальну потужність при швидкості всього 3-4 м/сек; безшумність руху обертових деталей, при будь-якому вітрі; без флюгерної системи, СВЕУ легко ловить різноспрямований вітер; відносно невелика робоча швидкість обертання, до 200 обертів за хвилину, продовжує працездатність всіх підшипників механізму, збільшує термін між обслуговуваннями установки; вертикальна СВЕУ дозволяє використовувати будь-який низовий вітер, турбулентність, протяг вздовж вулиці або між багатоповерхівками;

Постійно зростаюча ціна на енергоресурси зробить сонячно - вітрово енергетичні установки звичайним обладнанням для постачання житлових будинків електричною енергією. Модулі сонячно - вітрової енергетичної установки мають високу стартову ціну, але десятиліттями віддають безкоштовну електроенергію. Простота конструкції і застосування сучасних матеріалів, дають впевненість, що модуль сонячно - вітрової енергетичної установки буде служити не менше 25 років.

*Науковий керівник –Кравчук М.П., к.т.н., доц.*

УДК 621.311 (043.2)

**Прохоренко І.В., к.т.н., Тимошенко Н.А., к.т.н.**  
*Національний авіаційний університет, Київ*

## **АВТОНОМНА СИСТЕМА ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ З ВИКОРИСТАННЯМ ВІДНОВЛЮВАЛЬНИХ ДЖЕРЕЛ ЕНЕРГІЇ**

Розвиток суспільства з найдавніших часів тісно пов'язаний з енергетикою. По суті, історія суспільства – це історія енергетики. Постійно зростаючі потреби в енергії так чи інакше задовольнялися за рахунок покращення технології переробки палива, притягненням нових ресурсів, вдосконаленням споживання. Останнім часом першочергове значення набувають саме негативні процеси, пов'язані з електроенергетикою. По-перше, виникла стійка тенденція до зростання вартості електроенергії. При існуючих електроенергетичних системах та технологіях використання електроенергії споживачем і при схемах її споживання, що склалися, більшість промислово-розвинених країн вже підійшло до тієї межі, коли з подальшим зростанням виробництва електроенергії видатки починають перевищувати прибутки. По-друге, нинішній монополізм енергокомпаній не стимулює їх до боротьби з аварійними ситуаціями, що виникають. По-третє, велика доля тиску на навколишнє середовище, що припадає на енергопостачання, тепер починає порушувати природні процеси і набуває реальної загрози. Тому саме в даний час життя знову змушує нас повернутись обличчям до джерел відновлювальної енергії, природа яких визначається процесами на сонці й в глибинах Землі, гравітаційною взаємодією Сонця, Землі та Місяця.

В умовах України найбільшого використання можуть досягнути геліоустановки гарячого водопостачання. Так як використання сонячної установки в режимі цілорічної системи гарячого водопостачання забезпечує високі значення питомої теплопродуктивності, отже, і питомої річної економії палива, тому що в цьому режимі тепла потужність установки використовується найбільше повно.

Застосування сонячних установок для забезпечення індивідуальних і промислових споживачів гарячою водою та електричною енергією дозволяє знизити використання природного газу та іншого органічного палива, що необхідні для виробництва тепла та електроенергії, а також дозволяє суттєво скоротити шкідливі викиди в атмосферу, що утворюються в результаті згоряння різних видів палив на теплових електростанціях. Системи сонячного теплопостачання (ССТ) стають усе більш популярними в багатьох країнах світу. Основним компонентом таких систем є сонячний колектор.

Комбіновані системи сонячного теплопостачання розраховані на покриття теплового навантаження гарячого водопостачання в літній період під час профілактики теплових мереж і працюють, як системи попереднього підігріву водопровідної води з подальшим її нагріванням від теплових мереж протягом опалювального та неопалювального періодів року.

Аналіз результатів проведених розрахунків показує, що використання ССТ дозволяє покрити значну частку теплового навантаження за рахунок використання сонячної енергії, термін окупності даної системи складає 5,5 років.



УДК 621.313.333

Пасічниченко С.О.,  
 Національний авіаційний університет, Київ

## СИНХРОННИЙ ГЕНЕРАТОР СТАБІЛЬНОЇ ЧАСТОТИ

На рис. 1 представлена конструктивна схема синхронного генератора стабільної частоти. Синхронний генератор містить: основний генератор 1 і електромагнітний привід 2.

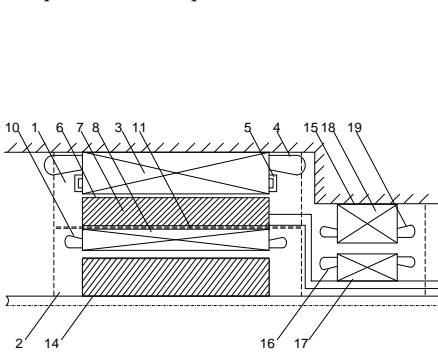


Рис.1. Конструктивна схема

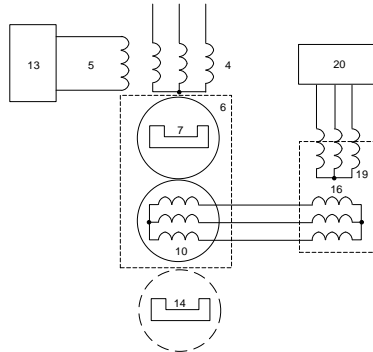


Рис.2. Електрична схема

Основний генератор, рис. 1 має якорь 3 з магнітним шунтом та трифазної обмоткою 4 і обмоткою підмагнічування 5. Зовнішній ротор 6 виконується у вигляді двох порожнистих циліндрів 7 і 8. Циліндр 7 виконує функцію індуктора синхронного генератора і має постійні магніти з явно вираженими полюсами. Циліндр 8, виконаний з ферромагнітного матеріалу, має на внутрішній поверхні пази 9, в яких розміщена багатозафазна обмотки 10. Між порожніми циліндрами 7 і 8 розміщений порожній циліндр 11 з немагнітного сплаву.

Для регулювання вихідної напруги на статорі 3 є магнітний шунт 12, який охоплений тороїдальною обмоткою підмагнічування 5, підключеною до блоку регулювання напруги 13, рис.2.

Електромагнітний привід 2, рис. 1,2 складається з внутрішнього ротора 14, циліндра 8 і збудника 15. Ротор 14 розміщений всередині ротора 6, циліндра 8 з обмоткою 10, яка підключена до багатозафазної обмотки збудника 16. Збудник 15, фиг. 1, складається з магнітопроводу статора 18 з пазами де розташована багатозафазна обмотка 19, яка підключена до блоку регулювання частоти 20, фиг.3. Ротор збудника 15, об'єднаний на одному валу з зовнішнім ротором 6, має магнітопровід 17 з зовнішніми пазами, де покладена багатозафазна обмотка 16. Обмотки 10 і 16 з'єднані між собою.

Розміщення зовнішнього ротора з багатозафазної обмоткою, яка отримує живлення від збудника з можливістю регулювання струму через роботу блоку регулювання частоти і внутрішнього ротора з постійними магнітами, дозволило об'єднати функції синхронного генератора і електромагнітного приводу.

Науковий керівник – В.В. Тихонов, к.т. н., доц. \

УДК 621.313.322 (043.2)

Саківський В.В.

Національний авіаційний університет, Київ

## ДВОХШВИДКІСНИЙ АСИНХРОННИЙ ДВИГУН

Асинхронний двигун **відрізняється** тим, що для отримання одночасно двох швидкостей обертання валів, двигун має два ротора. У зовнішніх і внутрішніх пазах зовнішнього ротора розміщені багатофазні обмотки з різним числом пар полюсів, які з'єднані послідовно.

Внутрішній ротор виконується у виді масиву із феромагнітного матеріалу.

Статор асинхронного двигуна має стандартну конструкцію.

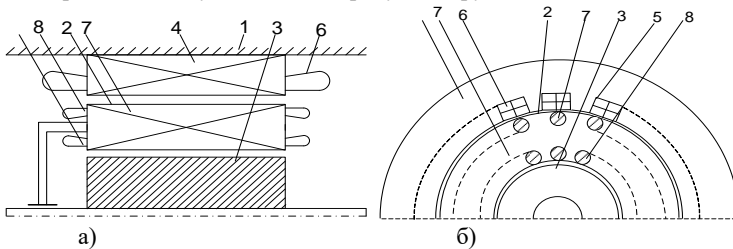


Рис.1. Конструктивна схема

Статор, рис.1а,б 1 має магнітопровід 4 з пазами 5 на внутрішній циліндричній поверхні, в яких вкладається трифазна обмотка 6 з числом пар полюсів  $p_1$ , яка підключається до мережі.

Зовнішній ротор двигуна 2 виконаний у вигляді циліндра 7 із феромагнітного матеріалу, має на внутрішній і зовнішній поверхностях пази, в яких розміщені багатофазні обмотки 8 і 9 з числом пар полюсів відповідно  $p_1$  і  $p_2$ . Обмотки з'єднані послідовно одна з одною таким чином, щоб магнітні потоки, які вони створюють, оберталися в протилежному напрямку.

Внутрішній ротор 3 виконаний у вигляді масиву зі сталі.

Електромагнітний момент зовнішнього ротора 2 асинхронного двигуна створюється дією електромагнітного моменту від взаємодії струмів, що протікають по обмотці 8, з магнітним полем машини. Електромагнітний момент внутрішнього ротора 3 створюється взаємодією вихрових струмів в масиві двигуна і магнітного потоку, створеного струмами, протікаючими по обмотці 9.

Підбираючи різне число пар полюсів обмоток 8 і 9 можна отримати різні швидкості обертання роторів 2 і 3.

Виконання двигуна з роторами, в одному із яких розміщені багатофазні обмотки з різним числом пар полюсів, а інший виконаний у виді масиву із сталі дозволяє отримати на виході одночасно дві швидкості обертання валів роторів двигуна.

Науковий керівник – В.В. Тихонов, к.т.н., доцент

## ДИНАМІЧНЕ ДЖЕРЕЛО ЖИВЛЕННЯ

Динамічне джерело живлення складається з синхронного генератора, що містить якор 1 з магнітним шунтом 14, трьохфазною обмоткою 2 і обмоткою підмагнічування 3. Для регулювання вихідної напруги на якорі розташований магнітний шунт 13, на який насаджена тороїдальна обмотка підмагнічування 3, що підключена до блока регулювання напруги 14.

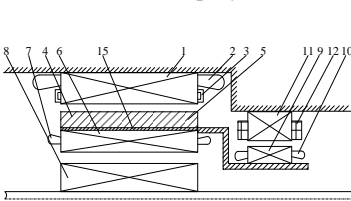


Рис.1. Конструктивна схема

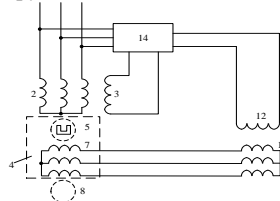


Рис.2. Електрична схема

Зовнішній ротор 4 має магнітопровід з постійними магнітами 5 і магнітопровід з електротехнічної сталі 6 з пазами в яких розміщена багатозазна обмотка 7. Між магнітопроводами 5 і 6 розміщений полий циліндр 15 з немагнітного сплаву. Внутрішній ротор 8 виконується у виді масиву з магнітного матеріалу. Збуджувач має статор з явновираженими полюсами 11 з обмоткою збудження 12, яка підключена до блока регулювання 14. Ротор має магнітопровід 9 з зовнішніми пазами, в яких розміщена трьохфазна обмотка 10. В результаті протікання струмів по обмотці якоря 2 виникає магнітний потік який обертається відносно статора із швидкістю  $n_1$ . В результаті взаємодії магнітного потоку статора з магнітним полем постійних магнітів 5 зовнішній ротор 4 обертається із швидкістю  $n_1$ . Одночасно з ним обертається і якорь збуджувача 9 з обмоткою 10, так як вони розміщені на одному валу. Під дією магнітного поля, створюваного струмами, що протікають по обмотці збудження 12 збуджувача, в обмотці 10 наводиться електрорушійна сила з частотою  $f_e$ . та по обмотці 7 протікає струм, який створює магнітний потік, що обертається зі швидкістю  $n_2$  відносно зовнішнього ротора 4. Магнітний потік зовнішнього ротора 4, обертається відносно внутрішнього ротора зі швидкістю  $n_1+n_2$  і наводить в масиві внутрішнього ротора 8 струми, в результаті чого він починає обертатися із швидкістю близькою до швидкості обертання  $n_1+n_2$ . При аварійному режимі роботи за рахунок запасу кінетичної енергії внутрішнього ротора 8 і електромагнітних зв'язків між внутрішнім 8 і зовнішнім ротором 4 зовнішній ротор продовжує обертатись. Магнітне поле постійних магнітів зовнішнього ротора 8 наводить в обмотці 2 якоря 1 електрорушійну силу, яка поступає в електричну мережу

Науковий керівник – В.В. Тихонов, к.т. н., доцент

УДК 621.725. (043.2)

**Кравченко Б.С.,**  
*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ОСОБЛИВОСТІ МОНІТОРИНГУ ЕНЕРГОЕФЕКТИВНОСТІ БУДІВЕЛЬ**

Україна є однією з енергозалежних країн Європи. Тому вирішення питань енергозбереження та енергоефективності є одним з першочергових в умовах енергетичної кризи в країні.

Основними методами та інструментами реалізації політики енергоефективності є: нормативно-правова регламентація діяльності по енергоспоживанню; цінова, кредитна та податкова політики, що стимулюють енергоефективність та енергозбереження; державна підтримка інноваційних розробок енергозберігаючих технологій та обладнання; залучення інвестицій для реалізації енергозберігаючих, енергоефективних проєктів; сертифікація та стандартизація енергонасиченого обладнання та технологій; облік і контроль за витратами енергоносіїв; енергетичний аудит; інформаційна підтримка учасників енергетичного ринку.

В Україні, як і в більшості європейських країн, понад 30 % кінцевої енергії споживається будинками. Через незабезпеченість енергоефективності будівель втрати тепла становлять 47 %, 12 % тепла втрачається через зношеність мереж, 5 % – через застаріле обладнання котелень. Моніторинг будівлі, споруди охоплює найрізноманітніші аспекти їх функціонування, визначають можливість адаптації будівлі, споруди до умов динамічно розвиваючого зовнішнього середовища. Кінцевою метою моніторингу є управління змінами, відхиленнями шляхом своєчасного інформування про можливість настання несприятливих змін. При обстеженні будівельного комплексу важливим завданням є проведення масового і оперативного обстеження фактичного теплотехнічного стану будівель (фактичного розподілу температур (температурних полів) по поверхні зовнішніх огорожувальних конструкцій будівель і споруд).

Обов'язковим для будівництва нових будівель, а також капітального ремонту, реконструкції будівель є наявність паспорта енергетичної ефективності будівлі. Для існуючих будівель законопроект передбачається сертифікація енергетичної ефективності з метою визначення фактичних показників енергетичних характеристик, проведення оцінки відповідності зазначених показників установленим мінімальним вимогам до енергетичної ефективності будівель, розроблення рекомендацій щодо підвищення рівня енергетичної ефективності будівлі, які враховують місцеві кліматичні умови та є технічно і економічно обґрунтованими.

*Науковий керівник – Н.П. Соколова, к.т.н., доцент*

## СУЧАСНІ ФІЗИЧНІ ТЕХНОЛОГІЇ

УДК 620.3:578.22(043.2)

Ковальчук І.В.

*Національний авіаційний університет, Київ***ФІЗИЧНІ ВЛАСИВОСТІ ГІБРИДНИХ-ВІРУС НЕОРГАНІЧНИХ КОМПЛЕКСІВ**

Різноманіття рослинних екстрактів, солей металів та здатність варіювати склад реакційної суміші і умов проведення реакції шляхом зміни температури, рН реакційної суміші, включення добавок біологічного походження дозволяють створювати наночастинки з різних металів певного розміру та форми.

Найбільш поширеним кандидатом у ролі шаблону металевих вірусних нанодротів є вірус тютюнової мозаїки. ВТМ мають характерну структуру, подібну нанокабелю - порожнисті білкові трубки, всередині яких проходить РНК.

Проведено дослідження фізичних, фізико-хімічних властивостей та морфології отриманих нанодротів методами зондової мікроскопії та спектроскопії атомної роздільної здатності. Показано, що геометрію ВТМ частинок можна управляти шляхом підготовки та варіювання хімії та механіки середовища.

Синтез неорганічних матеріалів на основі ВТМ та наночастинок металів пропонує можливість виготовлення конструкцій з регульованим розміром, формою і положенням на нанорівні. Покриття ВТМ наноматрицями різних матеріалів є важливим кроком на шляху інтеграції наноструктурованих матеріалів у функціональні пристрої. Зовнішня поверхня та/або центральний канал з ВТМ можуть бути вибірково металізовані за допомогою хімічного осадження. Встановлена оптична активність комплексу ВТМ-Au з максимумом на 540 нм. Спостерігається залежність інтенсивності спектрів оптичного поглинання від орієнтації вектора поляризації.

Показано, що взаємодія досліджуваних рослинних вірусів з антитілами призводить до відсутності агрегації і кластеризації наночастинок композиту.

Показана поверхнева руйнація золота після видалення наночастинок вірусу ВТМ з поверхні золота.

Запропонована методика синтезу нанодротів надає перспективи розробки вітчизняних технологій отримання наноматеріалів на основі рослинних вірусів. Вміння поєднувати ВТМ з неорганічними і органічними матеріалами відкриває перспективу розробки широкого кола цікавих композитів і гібридних матеріалів, подібних до розглянутих. Біобезпека та екологічна чистота виробництва даних наночастинок забезпечує надійність проводити обробку при жорстких умовах поза межами можливостей біологічних молекул.

*Науковий керівник – В.Л. Карбівський, докт. фіз.-мат., проф.*

УДК 681.784:535-1:611.84

**Ленська Є.-А.М., Горбанич Б.А., Фомін Д.А**  
*Національний авіаційний університет, Київ*

## **СПЕКТРАЛЬНІ ОСОБЛИВОСТІ ТЕХНОЛОГІЇ КОНТРОЛЮ СІТКІВКИ ОКА**

Особливістю розроблюваного методу транссклерального просвічування є можливість візуалізації сітчастої оболонки без додаткового введення будь-якої контрастуючої речовини [1-2]. Технологія базується на нових принципах транссклеральної методики просвічування. Розглянутий в роботі метод ґрунтується на спектральних та оптичних характеристиках біотканин та оптичних середовищ ока, тому вдосконалення простої безпечної технології трансліюмінації ока для профілактичного тест-контролю сітківки без застосування спеціальних медикаментозних засобів для розширення зіниці є надзвичайно актуальною задачею. В роботі проведено аналіз енергій впливу випромінювання на око та шкіру людини при діагностиці та клінічному обстеженні при офтальмоскопії.

Проведено розрахунки максимально допустимих рівнів опромінення (МДР) та зроблено оцінку безпеки використання світлодіодних випромінювачів (LED) для технологій і систем контролю (самоконтролю) змін сітківки відповідно стандартам безпеки ІЕС 60825. Для контролю за станом центральної області сітківки новим інноваційним методом є запатентований спосіб, який реалізується за допомогою фундус-систем огляду ока ФС11\_(LED-аутоофтальмоскопія) без розширення зіниці. Показано, що при контролі сітківки в зеленій області (530 - 580 нм) характерна максимальна контрастність судин (через наявність смуг поглинання крові). Оптичні характеристики і довжини хвиль приладу спеціально розраховані для безпечного використання та отримання максимально контрастної картини судин сітківки. При контролі сітківки, в зеленій області (530 - 580 нм), характерна максимальна контрастність судин (через наявність смуг поглинання крові) і мінімальний івень опромінення, оскільки в даній області спектральна чутливість сітківки максимальна.

*Науковий керівник – І.В.Плюто, докт. фіз.-мат. наук*

УДК 621.1.016:621.184

Войтенко А.Ю., Остапчук Т.С., Брусинська Я.В.  
*Національний авіаційний університет, Київ*

## ОСНОВНІ ОСОБЛИВОСТІ ТЕЧІЇ І ТЕПЛООБМІНУ В ГЛАДКИХ ТРУБАХ ПРИ НАД КРИТИЧНИХ ТИСКАХ

Актуальні питання розвитку енергетики безпосередньо пов'язані з підвищенням ефективності атомних електростанцій. Одним із важливих напрямів такого підвищення є застосування в якості теплоносіїв ядерних реакторів рідин при надкритичних тисках.

Ціль даної роботи полягала в дослідженні на основі CFD-моделювання картини течії та теплообміну надкритичної води при підйомній течії в гладких трубах.

Дана задача вирішувалась в двовимірній осесиметричній постановці. Для того, щоб стабілізувати течію перед входом в трубу розрахункова область збільшувалась вгору по потоку за рахунок початкової ділянки, що не обігрівалась, довжиною 1,2 м. У вхідному перерізі масова швидкість та температура приймалась постійною, а величина інтенсивності турбулентності – рівною 3%.

Згідно з отриманими даними форма профілів швидкості дещо змінюється вздовж труби. А саме, змінюється ступінь заповненості даних профілів. З віддаленням від входу вказана ступінь заповненості збільшується. А далі, починаючи з відстані від входу, що дорівнює приблизно 2 метри, вона помітно зменшується.

З отриманих даних випливає, що швидкість на осі збільшується від входу до виходу труби приблизно на 5 м/с. Надалі відстані одної сотої міліметра від стінки труби – лише на 2 м/с. Дане прискорення помітно підвищується вниз по потоку, починаючи приблизно з середини довжини труби. При цьому вказана тенденція проявляється більш суттєво при наближенні до вісі труби.

Розглядаючи закономірності теплообміну слід зазначити, що поведінка коефіцієнта тепловіддачі характеризується тим, що його зміна в центральній по довжині частині труби виявляється в цілому відносно незначною. Тобто спостерігається картина, подібна стабілізації теплообміну в трубах при докритичних параметрах рідини. На віддаленні приблизно 2,5 м від входу на ділянці труби, що обігривається, починається падіння коефіцієнта тепловіддачі, обумовлене значною мірою утворенням поблизу стінки труби шару, що перешкоджає переносу тепла, в якому турбулентна теплопровідність досить мала.

В загальному, в даній роботі встановлено основні особливості двовимірної картини течії та теплообміну для досліджуваних умов. Особлива увагу приділялась розгляду закономірностей змін характеристик потоку надкритичної води по радіусу труби. Наводяться данні про конфігурацію фронту псевдокритичного переходу.

*Науковий керівник – Н.М. Фіалко, чл.-кор. НАН України, д.т.н., проф.*

УДК 538.9:536.6

Теребун В.О., Шкорка М.І.  
Національний авіаційний університет, м Київ

## ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ТЕМПЕРАТУРНОЇ ЗАЛЕЖНОСТІ КОЕФІЦІЄНТІВ ТЕПЛОПРОВІДНОСТІ ПОЛІМЕРНИХ МІКРО- І НАНОКОМПОЗИТІВ

Полімерні мікро- і наноккомпозити мають широкий спектр застосування [1]. Завдання створення таких композитів потребують детального вивчення їх теплофізичних характеристик.

В даній роботі наводяться результати досліджень температурних залежностей коефіцієнтів теплопровідності  $\lambda$  ряду високотеплопровідних полімерних мікро- і наноккомпозитів. Дослідження проводилися для композитів, наповнених мікрочастинками алюмінію та вуглецевими нанотрубками, при використанні в якості полімерних матриць поліетилену (ПЕ), поліметиметакрилату (ПММА), поліпропілену (ПП) та полікарбонату (ПК) для різних значень масової частки наповнювача (від 5 до 10%). Вуглецеві нанотрубки, що застосовувалися, виготовлялись методом хімічного парофазового осадження. Мікрочастинки алюмінію одержувались з алюмінієвої тирси шляхом їх розтирання у кульовому млині до утворення частинок розміром 0,5...1,0 мм.

При проведенні досліджень коефіцієнт теплопровідності полімерних композитів визначався з використанням приладу ІТ- $\lambda$ -400. Для отримання композитів використовувався метод змішування компонентів в розплаві із застосуванням дискового екструдера.

Наводяться результати виконаних експериментальних досліджень, які стосуються визначення температурних залежностей коефіцієнтів теплопровідності розглянутих композитів. Представлено залежності зміни  $\lambda$  з температурою для полімерів, наповнених вуглецевими нанотрубками та мікрочастинками алюмінію. Подаються дані щодо впливу масової частки наповнювача на теплопровідні властивості композитів.

Для полімерних мікро- і наноккомпозитів із заданими теплопровідними властивостями проведено порівняльний аналіз даних про їх склад, отриманий із врахуванням та без врахування температурних залежностей коефіцієнтів теплопровідності. Встановлено, що традиційне визначення складу по значеннях коефіцієнтів теплопровідності композитів при температурі навколишнього середовища призводить до неприпустимих похибок.

*Науковий керівник – Н.М. Фіалко, чл.-кор. НАН України, д.т.н., проф.*



УДК 620.3(043.2)

Фомін Д.І., Артемиюк В.А.

Національний авіаційний університет, м Київ

### ОТРИМАННЯ ТА ФІЗИЧНІ ВЛАСТИВОСТІ МОНО– ТА БАГАТОШАРОВИХ НАНОСТРУКТУР НІКЕЛЮ ПРИ ТЕРМІЧНОМУ НАНЕСЕННІ В ВАКУУМІ

Досліджено механізм формування нанорельєфу нікелю на поверхні Si(111) при термічному його випаровуванні в вакуумі. Картина нанорельєфу поверхні, після нанесення, була досліджена на кожній стадії трансформації (рис. 1.1а,б,в). Встановлено, що наноутворення мають близьку до сферичної форму і утворюють кластери, які складаються приблизно з 5-10 наночасток нікелю. Отримані в роботі моношарові структури нікелю задовільно описуються в рамках моделі електронного вирощування.

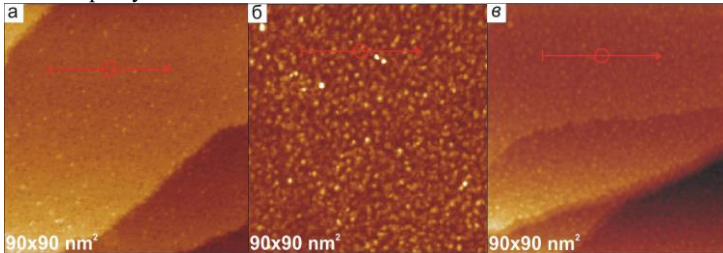


Рис. 1.1. СТМ зображення: а) 1 с, б) 3 с, в) 5 с напilenня Ni на поверхню Si(111).

Встановлені параметри субшорсткості  $R_a$ ,  $R_q$ ,  $R_{zjis}$ ,  $R_z$ ,  $S_{ratio}$  для трансформованих поверхонь, та їх залежності від технологічних параметрів нанесення. Показано, що має місце зростання розміру кластерів при загальному збереженні тенденції зростання максимальної різниці між виступами та впадинами по десятьом точкам для двох останніх нанесень, оскільки при напilenні протягом 1 с має місце тільки часткове осадження нікелю на монокристал кремнію.

Встановлено сильну взаємодію моношарових покриттів Ni з підкладкою. Після значного прогріву поверхні спостерігається майже повна десорбція нікелю та утворення незначної кількості проміжної фази NiSi<sub>2</sub>.

*Науковий керівник – Карбівський В.Л., д. ф.-м. наук, проф.*

УДК 621.1.016:621.184

Войтенко А.Ю., Остапчук Т.С., Брусинська Я.В.  
Національний авіаційний університет, Київ

## **ЗАКОНОМІРНОСТІ ВПЛИВУ МАСОВОЇ ШВИДКОСТІ ПОТОКУ НА СТРУКТУРУ ТЕЧІЇ І ТЕПЛОПЕРЕНОСУ В ТРУБАХ ПРИ НАДКРИТИЧНИХ ПАРАМЕТРАХ**

З огляду на розробку концепції інноваційного реактора АЕС з охолоджу вальним середовищем при надкритичних тисках актуальними є дослідження, спрямовані на вивчення різних аспектів гідродинаміки та теплообміну за таких умов.

Дана робота присвячена комп'ютерним прогнозам течії та теплопереносу висхідного потоку надкритичної води в вертикальних гладких трубах при варіюванні масової швидкості рідини.

Як об'єкт теплофізичних досліджень ситуація, що розглядається, відповідає задачі змішаної теплофізичної (при вимушеному та вільному русі) в умовах суттєвої залежності властивостей рідини від температури. Розв'язання даної задачі здійснювалось з використанням FLUENT коду. В роботі виконана верифікація моделей турбулентного переносу шляхом зіставлення отриманих експериментальних даних із числовими розв'язками, одержаними з застосуванням різних моделей турбулентності, що фігурують в сучасному каталозі замикаючих моделей.

Наводяться результати комп'ютерного моделювання при зміні масової швидкості від  $1002 \text{ кг/(м}^2\text{с)}$  до  $2400 \text{ кг/(м}^2\text{с)}$ . За даними досліджень встановлено, що вплив масової швидкості на картину течії має неоднозначний характер. А саме, збільшення масової швидкості приводить до підвищення швидкості на значній ділянці труби, прилеглої до входу, і до її зменшення на ділянці, що прилягає до виходу труби. Дається пояснення такої закономірності впливу масової швидкості дією ряду конкуруючих факторів.

Показано також, що зі зростанням масової швидкості має місце суттєве підвищення коефіцієнта теплопровідності при реалізації його значно більшої нерівномірності по довжині труби.

Встановлено, що рух фронту псевдокритичного переходу від стінки труби до її осі уповільнюється при збільшенні масової швидкості.

*Науковий керівник – Н.М. Фіалко, чл.-кор. НАН України, д.т.н., проф.*

УДК 620.3:546.(043.2)

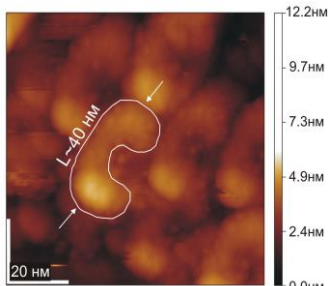
Кульчицький Д.О.

Національний авіаційний університет, Київ

**СИНТЕЗ ТА ВЛАСТИВОСТІ НАНОДИСПЕРСНОГО АПАТИТУ КАЛЬЦІЮ**

Для цілеспрямованого синтезу сполук з необхідними властивостями необхідні знання закономірностей формування електронної будови в залежності від складу, умов синтезу, зміни розмірності та топології ключових елементів, зв'язку між особливостями складу та структури сполук та електронною будовою.

Огляд синтезу різноманітних зразків, зокрема, порошків, плівок, керамік показав, що на сьогодні найбільш поширеним методом отримання нанодисперсного апатиту є золь-гель метод.



Одним з важливих факторів, що впливає на властивості речовини, є її структурний стан. В роботі отримано нанодисперсний апатит кальцію з питомою поверхнею  $\sim 500 \text{ м}^2/\text{г}$  – методом золь-гель. Морфологія зразків нанодисперсного апатиту кальцію була досліджена методом високовакуумної зондової мікроскопії атомних сил з атомною роздільною здатністю (див.рис.). Встановлено, що середній розмір частинок складає  $\sim 40 \text{ нм}$ . Спостерігається характерна форма та «текстурування» голкоподібних

частинок апатиту.

Встановлена висока сорбційна здатність до  $^{90}\text{Sr}$  та молекул води нанодисперсного апатиту кальцію, що обумовлена як малими розмірами частинок, так і нестехіометричністю складу.

*Науковий керівник – В.Л. Карбівський, д. фіз.-мат.н., проф.*

УДК 538.9:536.6

Шкорка М.І., Теребун В.О.

*Національний авіаційний університет, м Київ*

## **ТЕПЛОФІЗИЧНІ ВЛАСТИВОСТІ НИЗЬКОТЕПЛОПРОВІДНИХ ПОЛІМЕРНИХ НАНОКОМПОЗИТІВ**

Одним з перспективних напрямів застосування полімерних нанокompозитних матеріалів є створення трубопроводів різних систем, а також захисної теплоізоляції енергетичного обладнання. У ряді практично важливих ситуацій до низькотеплопровідних полімерних матеріалів висуваються також вимоги щодо їхніх механічних властивостей. Стосовно теплофізичних властивостей композитних матеріалів, то тут становить інтерес аналіз можливостей застосування різних теоретичних методів їх прогнозування у широкому діапазоні зміни складових композитів. Вказане зумовлює актуальність розробки низькотеплопровідних полімерних нанокompозитів, призначених для створення трубопроводів різних сучасних систем.

Дана робота присвячена вивченню теплофізичних властивостей низькотеплопровідних полімерних нанокompозитів для елементів енергетичного обладнання.

Одержано експериментальні залежності коефіцієнта теплопровідності полімерних нанокompозитів на основі поліетилену та поліпропілену, наповнених вуглецевими нанотрубками або нанодисперсними частинками аеросилу, від масової частки наповнювача. Встановлено факт незначного підвищення коефіцієнта теплопровідності та суттєвого зростання модуля пружності при розтягуванні (до  $E=1,33$  Па) для масової частки наповнювача до 2%.

Розглянуто можливість застосування ряду моделей ефективного середовища – моделі Максвела та модифікованої моделі Бруггемана, і теорії перколяції – моделі Киркпатрика та моделі Маклахлана. Показано, що модель ефективного середовища адекватно описує концентраційну поведінку коефіцієнта теплопровідності тільки в певному діапазоні вмісту наповнювача, а модель перколяції забезпечує адекватне прогнозування теплопровідних властивостей композитів у всьому діапазоні. При цьому модель Маклахлана має переваги над моделлю Киркпатрика.

За результатами виконаних досліджень встановлено можливість отримання низькотеплопровідних полімерних нанокompозитів з поліпшеними механічними властивостями для трубопроводів різного призначення.

*Науковий керівник – Н.М. Фіалко, чл.-кор. НАН України, д.т.н., проф.*

**КВАНТОМЕХАНІЧНІ РОЗРАХУНКИ СТРУКТУРИ АПАТИТІВ КАЛЬЦІЮ**

Сполуки групи апатитів ( $\text{Me}_{10}(\text{Z}\text{O}_4)_6\text{X}_2$ , де  $\text{Me}^{n+}$ ,  $n = 1, 2, 3$ ,  $\text{Z}^{m+}$ ,  $m = 1, 2, 3$ ,  $\text{X}^k$  – електровід’ємний елемент) є цікавими для досліджень з огляду на їх широкий спектр можливостей до практичного застосування, а саме, у якості штучних біоактивних матеріалів, сумісних із кістковою тканиною, сенсорів вологи та алкоголю, матриць для захоронення радіоактивних відходів та накопичувачів екологічно шкідливих речовин.

На сьогодні існує велика кількість робіт по дослідженню структури, властивостей та електронної будови апатитів експериментальними методами, проте, повний опис закономірностей ізоморфізму апатитів може бути досягнутий лише шляхом співставлення експериментальних даних з теоретичними розрахунками.

Через велику кількість сполук апатитового ряду і складність синтезу окремих апатитних матеріалів квантомеханічні розрахунки з перших принципів стають одними з головних інструментів для дослідження їх електронної структури. Теорія функціоналу густини (ТФГ) є не тільки однією з найбільш вживаних методик розрахунку електронної структури матеріалів, але також властивостей їх основного стану.

Основною метою даних досліджень був теоретичний розрахунок електронної будови сполук  $\text{Ca}_{10}(\text{PO}_4)_6\text{X}_2$ , де  $\text{X} = \text{F}, \text{Cl}, \text{Br}, \text{OH}$ , методом повнопотенціального ППВ+ло з набором базисних функцій ППВ+ло+ЛО (APW+lo+LO) та врахуванням релаксації атомних позицій. Для обмінно-кореляційної частини потенціалу використовувався метод узагальненого градієнтного наближення (GGA). Інтегрування по зоні Бріллоена виконувалось на сітці 2-2-3 з центром у точці  $\Gamma$  (4 нееквівалентні  $\mathbf{k}$ -точки).

Встановлено, що з енергетичної доцільності  $\text{Ca}_{10}(\text{PO}_4)_6\text{Cl}_2$  та  $\text{Ca}_{10}(\text{PO}_4)_6\text{F}_2$  утворюють групу  $\text{P}6_3/m$ , а не  $\text{P}6_3$ , хоча слабка амплітуда відхилень повної енергії на елементарну комірку свідчить про те, що аніони  $\text{F}^-$  та  $\text{Cl}^-$  зберігають лабільність відносно положення осі  $c$ . Розрахунки з функціоналом GGA показали задовільне узгодження з експериментальними даними по ширині енергетичної щільності, а також для параметрів елементарної комірки  $\text{Ca}_{10}(\text{PO}_4)_6\text{Cl}_2$  та  $\text{Ca}_{10}(\text{PO}_4)_6\text{F}_2$ .

*Науковий керівник – В.Л. Карбівський, д.фіз.-мат.н., проф.*

УДК 378.854:524.1:53.1.07:53.08(042)

**Тарасевич С.М, Засенко В.С.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ОСОБЛИВОСТІ СТВОРЕННЯ УСТАНОВКИ ДЛЯ СПОСТЕРЕЖЕННЯ КОСМІЧНИХ ПРОМЕНІВ**

Створення експериментальної установки – прототипу камери Вільсона є не тільки важливою із точки зору розвитку практичних навичок майбутніх інженерів, а й досить інформативною платформою для вивчення космічних променів. Метою дослідження було створення пристрою, придатного для спостереження треків мікрочастинок.

Технологія виготовлення установки і реалізації експерименту містила такі основні етапи.

1. Добір всіх компонентів для даного досліджу, серед яких: тонкий скляний (пластиковий) купол, рівна (для кращого ефекту) чорна матова поверхня, поролон (або матеріал, який має схожу ворсисту текстуру, і здатний утримувати рідину), ізопропанол або етиловий спирт (бажано 96%, для кращого насичення повітря), матеріали для кріплення частин (клей, двосторонній скотч) та сухий лід – діоксид вуглецю ( $\text{CO}_2$ ), який за нормальних умов переходить у газоподібний стан, оминаючи рідку фазу, і, маючи  $t = -78^\circ\text{C}$ , забезпечує необхідний градієнт температури для створення перенасиченого стану пари.

2. Безпосереднє складання установки для проведення досліджу. Необхідну кількість поролону закріплюють на верхівку купола з внутрішньої сторони за допомогою відповідного матеріалу кріплення, наприклад, двостороннього скотчу. На чорній матовій поверхні по периметру купола закріплюють ущільнювач. Поролон і ущільнювач рясно зрошують спиртом для створення насиченої пари у камері. Зазначені елементи конструкції розміщують на піддоні із сухим льодом. Ліхтарики розміщують так, щоб світловий промінь був орієнтований паралельно до основи установки. Дослід проводять у затемненому приміщенні.

3. У створеній камері утворюється перенасичена пара спирту, яка спостерігається у вигляді туману. Треки частинок (мюонів, антимюонів, електронів, позитронів,  $\alpha$ -частинок тощо), які входять до складу космічних променів, мають вигляд «слідів» у тумані спирту, які утворені краплями конденсату вздовж траєкторій їх польоту. За виглядом сліду (товщини, кривизни, розміру) можна визначити, який саме об'єкт пролетів крізь установку.

Створення даного досліджу, окрім зазначеної мети, розвиває інженерні та технічні здатності, а саме – вирішення проблем, які виникають під час практичного виконання роботи. Також це один із бюджетних варіантів дослідження, який можна застосовувати при вивченні складу космічних променів.

*Науковий керівник – І.А Сліпучіна, д.пед.н., проф.*

УДК 378.1:372.853:001.8 (045)

Блажей Б. В., Бороздіна Д. В.  
*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ВИКОРИСТАННЯ ARDUINO BOARD У ЛАБОРАТОРНОМУ ПРАКТИКУМІ З ФІЗИКИ**

Метою проведеного дослідження було вивчення можливостей застосування ультразвукового датчика для багаторазового вимірювання прискорення вільного падіння у лабораторному практикумі з фізики, зокрема, для експериментального дослідження нормального розподілу Гауса.

У ході проведеного дослідження було спроектовано і розроблено систему на основі використання ARDUINO BOARD або STM32 з ультразвуковим датчиком. Концепція полягає у застосуванні властивостей ультразвуку у фіксації часових проміжків. Ультразвуковий датчик реєструє появу перешкоди на певній відстані від нього самого, вимірюючи в такий спосіб тривалість півперіодів.

Було досягнуто таких цілей: фіксування заданої кількості часових інтервалів у коливальному русі маятника, опрацювання даних мікроконтролером та відображення результатів дослідження на дисплеї.

У ході роботи було виявлено, що при використанні такої системи збільшується точність та швидкість виконання роботи, значення прискорення вільного падіння розраховується автоматично, без втручання користувача, та значно зменшуються особистісні і випадкові похибки експерименту.

Було вирішено такі задачі :

- 1) налаштування робочої відстані для ультразвукового датчика;
- 2) реалізацію затримки, паузи без використання delay;
- 3) відображення отриманих даних на дисплеї;
- 4) автономність та самодостатність за рахунок вбудованого джерела живлення (акумулятор типу 18650).

При ініціалізації STM32 спрацьовує зумер, що сигналізує про готовність виконання програмами, далі, при фіксації датчиком кульки, розпочинається виконання запрограмованих функцій.

Усі бібліотеки, використані для програмування коду у C++, є публічними та дозволяються використовувати у некомерційних розробках.

Проведена робота продемонструвала ефективність поєднання наукового та інженерного методів на лабораторних практикумах з фізики і є прикладом міждисциплінарного підходу у побудові навчальних програм підготовки майбутніх інженерів.

*Науковий керівник – І.А Сліпучіна, д.пед.н., проф.*

УДК 004.45:53:378.14 (043.2)

**Каленченко В. Р.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **КОМП'ЮТЕРНО-ОРІЄНТОВАНА СИСТЕМА ДЛЯ ЛАБОРАТОРНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ З ФІЗИКИ НА БАЗІ МІКРОКОНТРОЛЕРА STM32**

Актуальність даного дослідження визначається дидактичними (потребою розширення засобів лабораторних досліджень з фізики у середній і вищій школі практичних) і практико орієнтованими (трансдисциплінарний підхід у навчанні фізики і технічних дисциплін) чинниками.

Метою роботи було створення сучасного пристрою для вивчення явища електромагнітної індукції у лабораторному практикумі з фізики.

Для вивчення явища електромагнітної індукції нами створено лабораторну експериментальну установку, яка містить такі елементи: дві котушки індуктивності, що мають різну кількістю витків (77 та 235), виготовлені з мідного дроту; направляючих трубок зі змінною довжиною, які з'єднані зі штативом, що утримує всю конструкцію; неодимового магніту; панелі зі світлодіодів, які мають паралельне з'єднання; м'якого гальма; апаратно-обчислювального комплексу STM32 для виведення на екран показів датчиків, розрахунків та побудови графіків. Створений нами комплекс також містить мікроконтролер STM32F103C8; вольтметр; амперметр; програмне забезпечення Serial Port Plotter, яке дає змогу будувати графіки часової зміни сили струму та напруги; два датчики Холла, за допомогою яких можна виміряти час необхідний на подолання відстані між верхнім кінцем труби та котушкою, як наслідок вирахувати швидкість входження магніту в обмотку котушки. У роботі використано неодимовий магніт, який має наступні характеристики: діаметр  $D=45$  мм; висота  $H=30$  мм; сила зчеплення  $F=900$  Н; маса  $m=390$  г; Вектор намагніченості  $J=42$  А/м; покриття поверхні нікельване (Ni-Cu-Ni).

Пристрій дає змогу провести дослід, який дозволяє вивчити явище електромагнітної індукції, зокрема, дослідити залежність ЕРС індукції від кількості витків, швидкості магніту та його полярності, закони Фарадея і Ленца. Для демонстрації залежності напрямку струму від полярності магніту застосовано панель зі з'єднаними паралельно світлодіодами та стабілізатором напруги побудованому на мікроконтролері LM2596.

Проведене дослідження на основі використання мультиплатформного комплексу STM32 виявило доцільність використання дослідної установки у лабораторній діяльності студентів вищих технічних навчальних закладів,

*Науковий керівник – І.А Сліпухіна, д.пед.н., проф.*



**ЯКІСТЬ, СТАНДАРТИЗАЦІЯ ТА СЕРТИФІКАЦІЯ В МАШИНОБУДУВАННІ.**

**Янішевський Р.О.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

**ОСОБЛИВОСТІ ПЕРЕХОДУ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ЯКІСТЮ В  
ДЕРЖАВІАСЛУЖБІ УКРАЇНИ НА ВІДПОВІДНІСТЬ СТАНДАРТУ  
ISO 9001-2015**

Центральним органом виконавчої влади в авіаційній галузі є Державіаслужба України. Гарантією якості послуг ДАС є своєчасне та ефективне впровадження системи управління якістю (СУЯ) на відповідність стандарту ISO 9001. Поява в 2015 році останньої версії стандарту зобов'язує підприємства перейти на стандарт ISO 9001 2015 до 2018 року.

Тому, користуючись керівною роллю вище керівництво ДАС має забезпечити наявність свідoctв виконання прийнятих зобов'язань з розробки, виконання і розвитку внутрішніх можливостей процесів управління послугами в контексті бізнес-вимог споживача послуг. Керівництво ДАС повинно:

а ) встановити цілі , визначити політику , і сформуванати плани з управління послугами;

б) інформувати персонал про важливість досягнення цілей з управління послугами і про необхідність постійного поліпшення;

в) бути впевненим , що з метою підвищення задоволеності споживачів їх вимоги визначені , узгоджені з ними і виконуються ;

г) призначити представника керівництва , відповідального за координацію і управління всіма послугами ( відповідального керівника ) ;

д) визначити і надати ресурси для планування , впровадження , моніторингу , проведення аналізу , поліпшення надання та управління послугами , наприклад , прийняти на роботу необхідний персонал , керувати плінністю кадрів;

е) управляти ризиками , пов'язаними з організацією управління послугами і з самими послугами;

ж) проводити аналіз управління послугами з періодичністю, визначеною в планах управління послугами , для того щоб бути впевненим у постійній прийнятності , адекватності і результативності цих процесів.

ДАС повинні надавати документи і записи, що гарантують ефективність планування, функціонування та контролю процесів управління послугами.

Постачальником послуг повинні бути встановлені процедури для створення, аналізу , затвердження, підтримки в актуальному стані, використання і управління різними типами документів і записів, а також повинні бути визначені відповідальності співробітників за реалізацію даних процедур.

*Науковий керівник –Мельник В.Б., к.т.н., доц.*

## **ПРОЦЕСИ УПРАВЛІННЯ ЯКІСТЮ ПОСЛУГ У ВИЩОМУ НАВЧАЛЬНОМУ ЗАКЛАДІ**

В наш час якість освіти має визначальне значення для успішного розвитку будь-якої країни. Революційні зміни технологій, які опираються на інтелектуальні ресурси, стають найважливішим фактором, що обумовлює розвиток економіки. Визначальна роль вищих навчальних закладів саме у розвитку інтелектуальних ресурсів країни, конкурентоспроможних на сучасному ринку праці, тобто спроможних забезпечити реалізацію високоефективних інноваційних проєктів в різних секторах економіки.

Пошук нових сучасних інструментів, які забезпечать затребуваний сьогодні ринком рівень якості освітньої діяльності, загострився посилено конкуренцією серед ВНЗ. Міжнародний досвід свідчить, що досягають

лідерських позицій у будь-якій галузі лише ті установи, організації та підприємства, які спроможні забезпечити світовий рівень якості продукції та надання послуг. Саме якість – є пріоритетним фактором забезпечення конкурентоспроможності для вищих навчальних закладів.

Основні світові тенденції у сфері забезпечення якості освіти:

- 1) Розробка єдиних критеріїв та стандартів гарантії якості освіти європейських країн в рамках Болонського процесу.
- 2) Створення, розвиток та гармонізація національних систем акредитації освітніх програм європейських країн.
- 3) Розробка та впровадження системи якості навчального закладу на базі різних моделей системи якості, включаючи вимоги та рекомендації міжнародних стандартів серії ISO 9001:2015, модель Європейського фонду по менеджменту якості (EFQM) та інші національні моделі управління якістю в освіті.
- 4) Побудова системи управління якістю освітнього процесу на принципах менеджменту якості, але безпосередньої прив'язки до будь-яких моделей.
- 5) Перенесення центру тяжіння із процедур зовнішнього контролю якості освітнього процесу та його результатів на базі національних систем атестації та акредитації в сторону внутрішньої самооцінки освітнього закладу на основі тих чи інших моделей. Це забезпечує перенесення відповідальності за якість та оцінку якості туди, де вона і повинна бути – в освітню установу, та призводить до суттєвої економії матеріальних та часових ресурсів, які виділяються на проведення зовнішньої експертизи.

Сьогодні, говорячи про якість, мають на увазі не стільки якість освіти, скільки якість функціонування вищого навчального закладу, досконалість його систем управління якістю, націлених на постійне покращення. Більшість ВНЗ використовують для цього міжнародні стандарти ISO серії 9000, вдосконалюючи свої системи якості на засадах концепцій загального управління якістю (TQM), якими передбачено безперервне вдосконалення організації, поліпшення якості продукції (послуг) і задоволення потреб усіх зацікавлених сторін: замовників, постачальників, персоналу та суспільства.

*Науковий керівник – Мельник В.Б., к.т.н., доц.*

**УПРАВЛІННЯ ЯКІСТЮ ПРОДУКЦІЇ НА ПІДПРИЄМСТВАХ  
АВТОМОБІЛЕБУДУВАННЯ**

Головним елементом на міжнародному ринку є кінцевий споживач, що диктує свої умови за якими найбільш конкурентоздатною буде та продукція, що має високу якість та низьку ціну. Метою даної роботи є дослідження системи управління якістю продукції на підприємствах автомобілебудування в Україні та розробка рекомендацій для підвищення якості продукції.

Предмет дослідження – управління якістю продукції на автомобілебудівних підприємствах України.

На основі результатів проведеного дослідження системи управління якістю продукції на підприємствах автомобілебудування в Україні було визначено показники якості для автомобільної продукції, запропоновано рекомендації для підвищення якості автомобільної продукції. В ході дослідження стало відомо, що в більшості випадків якість автомобіля оцінюється за показниками: технічності, технологічності, ергономічності, естетичності, економічності та за показниками надійності. Для оцінки якості автомобільної продукції та її ринкового позиціонування запропоновано такі показники, як паливна економічність, екологічність, ефективне обслуговування.

Стан справ у галузі управління якістю для підприємств автомобілебудування України не можна визначити як задовільний. Розвиток експортних відносин показує, що продукція вітчизняних підприємств є неконкурентоспроможною на світовому ринку. Політика підприємств повинна бути спрямована на досягнення високої якості.

Для забезпечення якості на підприємствах автомобілебудування необхідна наявність системного підходу до питань управління якістю. Підприємство повинно створити дієву систему управління, яка спрямує його зусилля на якісне виконання всіх процесів, що, забезпечить досягнення якісного результату.

Наведено загальну характеристику діяльності ПрАТ "Еврокар". Зазначено, що з 2003 ПрАТ «Єврокар» постійно підтверджує відповідність світовим стандартам управління якістю виробництва та продукції, а також охорони праці. У 2009 р. ПрАТ «Єврокар» впровадив інтегровану систему управління підприємством, відповідно до міжнародних стандартів ISO 9001:2008 та OHSAS 18001:2007, що дозволяє реалізувати принципи політики підприємства, спрямовані на виняткову увагу до якості продукції, забезпечення високих стандартів охорони та безпеки праці, а також відкритість і турботу про споживачів. В основу системи управління якістю ПрАТ «Єврокар» покладений процесний підхід. Входом процесу є вимоги замовників, що висувуються до продукції, і її якості. Виходом процесу є задоволеність споживачів продукцією ПрАТ «Єврокар». У рамках системи якості, побудованої відповідно до моделі МС ISO 9001, виділені наступні ключові процеси життєвого циклу продукції: технологічна підготовка виробництва; закупівля матеріалів та комплектуючих; виробництво продукції; збереження продукції.

*Науковий керівник- Мельник В.Б. к.т.н., доц.*

**Волошин А.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **ІНТЕГРОВАНІ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ЯКІСТЮ ТА ІНФОРМАЦІЙНОЮ БЕЗПЕКОЮ ПІДПРИЄМСТВА**

Для успішної роботи підприємств на сучасному ринку наявність у них системи якості, що відповідає стандартам ISO серії 9000, і сертифіката на неї може бути не зовсім достатньою, але необхідною умовою. Тому й в Україні вже є тисячі підприємств, що впровадили стандарти ISO серії 9000 і сертифікати на свої системи якості. В даний час однією із серйозних проблем для українських підприємств є створення системи якості інформаційної безпеки.

Інформація є одним із головних ділових ресурсів, який забезпечує організації додану вартість, і внаслідок цього потребує захисту. Слабкі місця в захисті інформації можуть призвести до фінансових втрат, і нанести збиток комерційним операціям.

Тому в наш час питання розробки системи управління інформаційною безпекою та її впровадження в організації є концептуальною. Стандарт ISO 9001-2015 визначає інформаційну безпеку як: «збереження конфіденційності, цілісності та доступності інформації».

ISO 9001-2015 являє собою перелік вимог до системи менеджменту інформаційної безпеки, обов'язкових для сертифікації, а стандарт ISO 9001-2015 виступає в якості керівництва по впровадженню, яке може використовуватися при проектуванні механізмів контролю, вибраних організацією для зменшення ризиків інформаційної безпеки.

Стандарт ISO 9001-2015 визначає процеси, що представляють можливість бізнесу встановлювати, застосовувати, переглядати, контролювати і підтримувати ефективну систему менеджменту інформаційної безпеки; встановлює вимоги до розробки, впровадження, функціонуванню, моніторингу, аналізу, підтримки та вдосконалення документованої системи менеджменту інформаційної безпеки в контексті існуючих бізнес ризиків організації.

Управління інформаційною безпекою на ПАТ «Житомирський маслозавод» необхідно бути невід'ємною складовою управління сучасним підприємством і являти собою систему заходів, спрямованих не тільки на подолання загроз та ризиків, але й на передбачення та запобігання їх настанню. Впровадження СУЯ на підприємстві дозволить значно покращити якість продукції підприємства, а від так і надасть можливість для збільшення обсягів експорту підприємства.

*Науковий керівник-Мельник В.Б. к.т.н., доц.*

**ЕНЕРГЕТИЧНЕ ОБСТЕЖЕННЯ ТА ЕНЕРГОАУДИТ НА ПІДПРИЄМСТВАХ МАШИНОБУДУВАННЯ**

В роботі розглянуто питання впровадження системи менеджменту якості на підприємствах машинобудування енергетичної галузі. Специфіка впровадження СМЯ на підприємствах енергетичної галузі полягає у тому, що не можна розглядати певне підприємство галузі як самостійне і незалежне. Повинен існувати взаємозв'язок між СМЯ генеруючих підприємств, підприємств збуту та СМЯ мережевих підприємств, тому підвищення економічної ефективності діяльності електроенергетичних підприємств має бути пов'язане із впровадженням інтегрованих систем менеджменту якості, що забезпечують взаємодію всіх учасників ланцюга виробництва електроенергії (генеруючі, мережеві, ремонтні підприємства тощо) і доставки її кінцевому споживачеві.

Аналіз стану управління якістю в сучасній енергетичній галузі України показав, що на даний час жодне підприємство галузі не пройшло сертифікації системи менеджменту якості за стандартом ISO 9001.3 іншого боку певні кроки в енергетичній галузі проводяться з сертифікації системи екологічного менеджменту на відповідність міжнародному стандарту ISO 14001:2004 та охорони і безпеки праці OHSAS 18001:2007. У діючих системах управління українських енергокомпаній у тій або іншій мірі реалізуються деякі принципи менеджменту якості, але поки ще

майже відсутні наступні принципи: оцінка ступеня задоволеності споживача; керівник, відповідальний за якість; політика, мета у сфері якості та керівництво з якості; ідентифікація процесів; внутрішні перевірки; моніторинг і оцінка результативності процесів. Відповідно, ресурси як матеріальні, так і людські використовуються не- ефективно. Тому на даний час назріла гостра необхідність впровадження системи менеджменту якості у відповідності з всесвітньо визнаними стандартами серії ISO на підприємствах енергетичної галузі. Результатом побудови такої системи є надання послуг з гарантованим стабільно високим рівнем якості, що відповідають очікуванню споживачів.

Зазначено, що для того, щоб розпочати процес побудови системи управління якістю необхідним є мотивація і рішення вищого керівництва розпочати роботу, усвідомлення керівництва та персоналу, що система - це ефективний інструмент управління. Але специфічність даної галузі призводить до того, що керівники не надто зацікавлені в підвищенні якості послуг та задоволенні споживачів, оскільки не має конкуренції серед підприємств. Визначено ризики, які можуть виникнути при впровадженні СМЯ на підприємстві: впровадження задля здобуття сертифікату; відсутність зацікавленості та особистої участі вищого керівництва у впровадженні СМЯ; не розуміння того, що може, а що не може дати СМЯ; занадто детальна регламентація діяльності і процесів; необдумане застосування типових проектних рішень; невизначеність вимог з боку споживачів; відсутність необхідної підготовки в персоналу.

УДК 620.1.05: 66.095.8 (043.2)

**Черватюк М.В.**

*Національний авіаційний університет, Київ*

## **УПРАВЛІННЯ ЯКІСТЮ РОЗРОБКИ І СТВОРЕННЯ ПОЛІФУНКЦІОНАЛЬНИХ ПОКРИТТІВ ШЛЯХОМ ЗАСТОСУВАННЯ ПРОЦЕСНОГО ПІДХОДУ**

Розробка та впровадження у виробництво нових прогресивних технологій інженерії поверхні для отримання поліфункціональних покриттів (ПП), які дозволяють одночасно підвищити декілька експлуатаційних властивостей матеріалів конструкцій, є одним із пріоритетних напрямів розвитку сучасного машинобудування. Властивості покриття повинні відповідати вимогам високої стабільності основних параметрів у часі за умови впливу різних експлуатаційних факторів. Ці параметри визначаються як якісними характеристиками вихідних матеріалів, так і показниками якості на кожному етапі технологічного процесу нанесення покриття. Стабільність показників якості, наприклад, фізико-механічних та експлуатаційних властивостей деталей машин можлива за умови постійного вдосконалення технологічних процесів, що лежать в основі їх виробництва, зміцнення й відновлення.

Активне впровадження положень стандартів ISO серії 9000 і положень TQM в систему управління є найважливішою умовою подальшого вдосконалення процесів одержання ПП. При застосуванні процесного підходу у виробництві виникає необхідність у розробці структурного опису конкретного процесу – моделі процесу та рекомендацій щодо її використання. З метою підвищення якості ПП на першому етапі пропонується проводити структурний опис процесу їх отримання. Процес необхідно розглядати з різних точок зору, при цьому виявляти основні характеристики, необхідні для його успішного функціонування в мережі виробничих процесів. При розгляді процесу як самостійної одиниці необхідно встановити найменування, призначення процесу, його керівника (власника), характеристики і метрики, вимоги до процесу, критерії та методи забезпечення його результативності.

На рис. 1 наведено фрагмент запропонованої процесно-орієнтованої моделі управління якістю розробки та отримання ПП, яка утворює такі функціональні блоки: проведення НДР, проведення ДКР, отримання ПП, аналіз результативності процесу та розроблення пропозицій щодо поліпшення. Кожний із зазначених підпроцесів розглядають детальніше і його можна декомпонувати на кілька рівнів. Наприклад, процес «Отримання ПП» охоплює підготовку поверхні, підготовку устаткування та матеріалів, безпосередньо нанесення покриття та контроль якості.

Декомпозицію процесу отримання ПП за наведено на рис. 2, що дає можливість виявити основні проблемні та успішні аспекти системи і, в результаті, організувати процес, який досліджують, найбільш ефективним способом.

Запропонована процесно-орієнтована модель управління якістю розробки та отримання ПП дозволяє створити його структурний опис, а також наочно й більш формалізовано подати взаємодію системи управління якістю з технологічним процесом, виробничим середовищем і динамікою його здійснення.

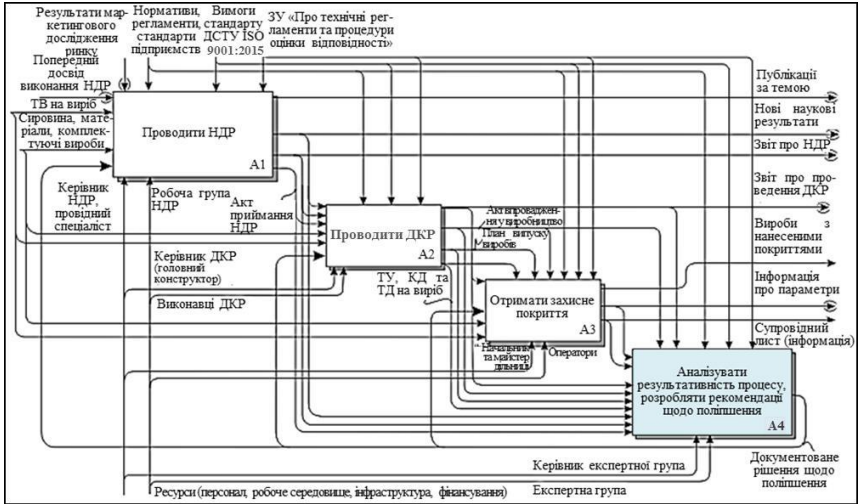


Рис. 1. Фрагмент процесно-орієнтованої моделі управління якістю розробки та отримання ПП



Рис. 2. Декомпозиція процесу А3 «Отримання ПП»

Також запропонована модель надає можливість відстежувати перебіг внутрішніх і зовнішніх змін і адекватно реагувати на них з метою підвищення якості виробленої продукції. У процесі моделювання виявлено необхідність введення процедури оцінювання рівня результативності процесів одержання ПП, що є актуальним напрямком подальших досліджень.

Науковий керівник – О.В. Радько, к.т.н., доц.

## *ЕНЕРГЕТИЧНІ УСТАНОВКИ*

УДК 629.76.03

*Дорошенко Е.В., Терещенко Ю.Ю., Гамзег П.  
Национальный авиационный университет, Киев*

### **ТРАНСПИРАЦИОННОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ РЕАКТИВНОГО СОПЛА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Создание совершенных жидкостных ракетных двигателей требует применения высокоэффективных систем тепловой защиты элементов двигателя. Изучению процессов тепломассопереноса в турбулентном пограничном слое на защищаемой поверхности при наличии локального и распределенного вдува посвящено большое число экспериментальных и теоретических исследований. К наиболее перспективным системам охлаждения следует отнести конвективно-пеночную, транспирационную и пористую системы охлаждения. При распределенном выдуве охладителя через пористую оболочку внутреннего корпуса реактивного сопла и секционированные пористые участки обеспечивается наиболее высокая эффективность охлаждения.

Наряду с совершенствованием технологии создания пористых систем охлаждения эффективным и рациональным, в силу конструктивно-технологических причин, является использование транспирационного охлаждения. Технология создания транспирационного охлаждения обеспечивает оптимальное распределение тепловых потоков по обводу сопла и дает возможность достигать эффективность охлаждения, близкую к пористому охлаждению.

В статье рассматривается задача охлаждения сопла с помощью газогенераторного газа, проходящего через дополнительный газогенератор. В разработанных методах расчета теплообмена и трения на поверхности при наличии локального вдува используются аппроксимационные, интегральные и численные методы. При учете влияния различных факторов (сжимаемости, неизотермичности, неоднородности течения и пр.) эти подходы требуют задания распределения скорости и температуры, учета взаимного влияния различных факторов, характеризующих реальные условия течений и пристенных процессов.

Анализ распределения статического давления, температуры стенки и коэффициентов теплоотдачи показал, что наилучшую точность расчета обеспечивает SST k- $\omega$  модель турбулентности при которой погрешность расчета в области входного сечения 8,8%, а на срединных участках охлаждаемого сопла 5%. Поэтому для моделирования может быть рекомендована SST k- $\omega$  модель турбулентности, как наиболее адекватно описывающая процессы тепломассопереноса в системах охлаждения сопел.



**СПОСОБИ ПЕРЕВІРКИ ТОЧНОСТІ РЕЗУЛЬТАТІВ ПРИ ЗАСТОСУВАННІ АКУСТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ**

*Проблема використання математичного моделювання для визначення параметрів реального процесу полягає в перевірці достовірності отриманих даних. Через що виникає необхідність в використанні спеціальних прийомів для отримання адекватних результатів.*

Дослідження шуму літака є одним з перспективних напрямків модифікації, що дозволить компанії вийти на світовий ринок та бути конкурентно спроможною в порівнянні з іншими лідерами авіаційної промисловості[1]. Однак виконання акустичних досліджень на етапі проектування та виготовлення двигуна, потребує додаткових матеріальних і часових затрат. Тому виникає необхідність в створенні математичних моделей двигуна, що будуть надавати початкове уявлення про модифікації до їх введення в експлуатацію. Програмне середовище ANSYS надає можливість використання різних акустичних моделей, що в достатній мірі описують зміни як шумових характеристик двигуна, так і газодинамічних [2-4]. Однак велику роль в моделюванні відіграє правильність задавання граничних умов при постановці на розрахунок.

Весь розрахунок проводиться в два етапи: стаціонарний та нестаціонарний, в яких змінюються параметри потоку. Дана дія необхідна через те, що всі рівняння розрахунку замикаються на рівняннях турбулентної в'язкості і з попередніх досліджень [5] було показано, що найкраще підходить саме SAS SST модель яка працює лише на вже проведеному стаціонарному розрахунку, через що і необхідно два етапи моделювання.

В роботі виконувалось моделювання ступені вентилятора з розміром сітки 7 млн.ел. та граничними умовами, що відповідали експериментальним показникам. Кількість ітерацій було обрано з точки зору забезпечення мінімальної кількості для акустичного розрахунку. Однак зняття параметрів для порівняння показників виконувалось не в одній часовій точці а в часовому проміжку, оскільки характер протікання в каналі носить пульсуєючий характер, тож значення тиску, температури, числа Маха та інших мають різні значення в межах певного проміжку і для цього необхідно визначити середнє значення, що і буде вірним для даного розрахунку.

*Список використаних джерел*

1. Халецкий, Ю.Д. Экологическипроблемыавиации [Текст] / Ю.Д. Халецкий. – М. : ТОРУС ПИРЕСС, 2010. – 504 с.
2. Documentationfor ANSYS ICEM CFD 14.0 [Електронний ресурс] / ANSYS Inc. - 2011.- Режим доступу: [http://www.academia.edu/3196227/ANSYS\\_ICEM\\_CFD\\_14\\_Tutorial\\_Manual](http://www.academia.edu/3196227/ANSYS_ICEM_CFD_14_Tutorial_Manual)
3. Horváth C., Broadband noise source model a coustical investigation on unskewedand skewed axial flow fan rotor cascades / C. Horváth, J. Vad, 14th InternationalConference on Fluid Flow Technologies. 682-689 pp. 2009.
4. Gennaro M., FfowcsWilliams-Hawkingsacousticanalogy for simulation of NASA SR2 propeller noise in transonic cruise condition. / M. DeGennaro, D. Caridi, Prof. M. Pourkashanian. V European Conference on Computational Fluid Dynamics. Lisbon, Portugal, 14–17 June 2010
5. Кисляк М.І. Визначення раціональної моделі турбулентності для отримання характеристик ступені вентилятора осьового компресора газотурбінного двигуна з використанням програмного комплексу ANSYS [Текст] / М.І. Кисляк, В.В. Комаров, М.М. Мітрахович / Технологическиесистемы. – 2015. – №3 (72). – С. 62–67 – Библиогр.: с. 67. – ISSN 2074-0603.

## **МОДЕЛЮВАННЯ У ПРОГРАМНОМУ КОМПЛЕКСІ ANSYS CFX ВПЛИВУ СИЛОВИХ СТОЙОК У ДОЗВУКОВОМУ ВХІДНОМУ ПРИСТРОЇ КІЛЬЦЕВОГО ТИПУ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРНИМ ДВИГУНОМ НА НЕРІВНОМІРНІСТЬ ПОТОКУ НА ВХОДІ В КОМПРЕСОР**

В даний час спостерігається тенденція розробки літаків нетрадиційних аеродинамічних форм. Це пов'язано з посиленням вимог до ЛА і конкуренцією, що загострилася. Одним з перспективних способів поліпшення аеродинамічної якості літака є застосування силової установки зі співвісними дворядими гвинтовентиляторами протилежного обертання. При такій компоновці вхід в повітрязабірник розташований за робочими гвинтами і, як наслідок, потік робочого тіла в області вхідного пристрою має складний характер. Прагнення знизити втрати у вхідному пристрої призводить до необхідності використання досить складної форми каналу.

При проектуванні таких пристроїв використовуються методи математичного моделювання. Такі підходи дозволяють істотно скоротити витрати на розробку, замінивши собою дорогий експеримент. Також, використання розрахункових інструментів дозволяє значно поліпшити характеристики турбомашин і зокрема вхідних пристроїв, компресорів і турбін газотурбінних двигунів (ГТД).

Завдання дослідження полягає в організації безвідривної течії в каналі вхідного пристрою і забезпечення високих характеристик повітрязабірника як в умовах польоту на великій висоті і, відповідно, при низьких числах  $Re$ , так і на злітно-посадочних режимах.

У роботі представлені результати розрахункових досліджень нерівномірності потоку на вході в компресор дозвукового вхідного пристрою кільцевого типу силової установки з гвинтовентиляторним двигуном на базі вітчизняного гвинтовентиляторного двигуна Д-27. Розрахункові дослідження проводились для двох варіантів вхідного пристрою: базового виконання та каналу без силових стійок, при натурних параметрах набігаючого потоку з використанням програмного комплексу розрахунку в'язких (рівняння Рейнольдса) течій ANSYS CFX із застосуванням SST-моделі турбулентності. У розрахунках імітувалась робота двигуна шляхом завдання масової витрати повітря на виході з повітрязабірника. Обробка геометрії і побудова розрахункової сітки здійснювалися з використанням програми ANSYS ICEM CFD.

Отримані в процесі моделювання результати будуть корисними для студентів авіаційних вузів та для співробітників підприємств аерокосмічного профілю, що займаються проектуванням і доведенням ГТД.

*Науковий керівник – М.М. Мітрахович, д.т.н., проф.*

УДК 629.735.036.34.5(043.2)

Мороз А.О., Торхов К.М.

Національний авіаційний університет, Київ

## ВПЛИВ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ФАКТОРІВ НА ТЕХНІЧНИЙ СТАН ГАЗОТУРБІННИХ УСТАНОВОК

Експлуатаційні фактори приводять до несправностей та відмов газотурбінних двигунів, газотурбінних установок і газотурбінних агрегатів. Аналіз відмов яких показує, що для авіаційних двигунів найбільш пошкоджуваною частиною є проточна частина, для наземних двигунів - системи контролю і автоматики, хоча є приблизно однаковий відсоток відмов пов'язаний з опорами і маслосистемою двигунів.

Статистику відмов по основних вузлах і системах авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) [1] представлено на рис.1.

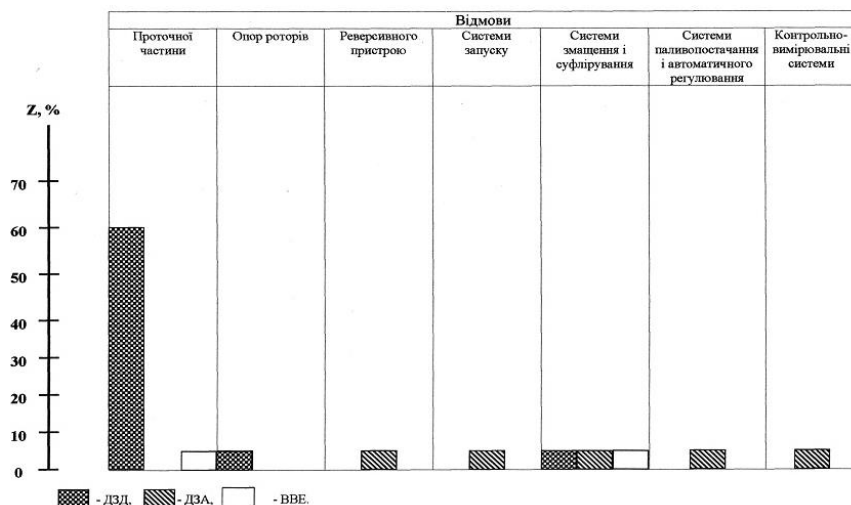


Рис.1. Розподіл відмов авіаційних ГТД в експлуатації по вузлам і системам, де ДЗД – відмови, привели до дострокового знімання двигуна; ДЗА – відмови, привели до дострокового знімання агрегату; ВВЕ – відмови, що виправлені у експлуатації.

В результаті статистичного опрацювання актів аварійних зупинок ДК «УКРТРАНСГАЗ» отримано діаграми відмов по різним типам газотурбінних газоперекачувальних агрегатів ГПА (тип ГТД), а саме: ГТ-750-6 (ГТ-750-6); ГТН-6 (ГТН-6); ГТК-10 (ГТК-10); ГТК-10І (MS3002); ГТН-16 (ГТН-16); ГТК-25І (MS5002); ГТН-25 (ГТН-25); ГПА-Ц-6,3 (НК-12СТ); ГПА-Ц-6,3А (Д-336-2); ГПА-6,3С (ДТ-71); ГПА-Ц-8А (АИ-336-8); ГТК-10А (АИ-336-10); ГТК-10С (ДН-70); ГПУ-10 (ДЖ-59Р); ГПА-Ц-16 (НК-16СТ); ГПУ-16 (ДЖ-59Л); ГПУ-16К (ДУ-71); ГПА-Ц-16С (ДГ-90Л2); ГПА-25С (ДН-80).

На основі зібраних статистичних даних за 10 років розподіл відмов вузлів і систем, що привели до аварійних зупинок ГПА виглядає: контрольно-вимірвальні прилади і автоматика – 41,2%; електрообладнання – 16,0%; масляна система – 14,5%; опори ГПА – 7,8%; камера згорання – 4,1%; осьовий компресор ГТУ – 2,3%; вузол турбіни ГТУ – 1,6%;

нагнітач – 2,4%; допоміжне обладнання – 4,5%; людський фактор – 2,2%; різне – 2%; надзвичайні ситуації (природні явища) – 1,4%.

Зрозуміло, що на виникнення відмов впливають умови проєктування, виробництва і експлуатації, які характеризуються такими факторами, як характеристикою матеріалів деталей вузлів та елементів систем технічного об'єкту експлуатації; запасами міцності; впровадженням в конструкцію ГТД, ГТУ, ГПА методів і елементів стандартизації і уніфікації; технологічністю виготовлення та ремонту; контролепридатністю і експлуатаційною технологічністю; організацією експлуатації, кваліфікацією персоналу; природньо-кліматичними умовами експлуатації; силами і моментами, що визивають напруженість деталей та вузлів; якістю робочих тіл робочого процесу двигуна, його вузлів та систем (паливної, мащення, гідравлічної та ін.); підтримкою встановлених режимів роботи двигунів, агрегатів та їх систем; наробітком в годинах і циклах..

З аналізу статистики відмов авіаційних двигунів і наземних газотурбінних двигунів і агрегатів можна відмітити різницю в переліку причини їх відмови. Це пояснюється умовами експлуатації. Наприклад, ми бачимо значний відсоток відмов авіаційних ГТД, що пов'язаний з його проточною частиною; для наземних ГТУ, ГПА це системи контролюю-вимірювальних пристроїв і автоматики. Але є відмови загального типу, пов'язані з якістю середовища у якому працюють вузли та їх деталі. Це характерно для систем змащення та вузлів опор роторів.

#### *Висновок*

Для зменшення відмов ГТД, ГТУ, ГПА особливу увагу слід приділяти якості робочих тіл, тобто для проточної частини – повітрю, для опор роторів – мастильному середовищу.

#### **Список використаних джерел**

1. Козлов В.В. Анализ и классификация дефектов, приводящих к отказам газотурбинных двигателей в эксплуатации. Методы и средства контроля технического состояния авиационных двигателей: сб.научн.тр. - К.: КИИГА, 1989.-С.128-135.
2. Козлов В.В., Тарасенко А.В., Молочков М.А. Определение и классификация эксплуатационных факторов, оказывающих влияние на техническое состояние ГТД./ Эксплуатационная надежность газотурбинных двигателей: сб.научн.тр.- К.: КИИГА,1988.- С.59-64.
3. Купчик Г.Я., Панин В.В., Козлов В.В. Анализ влияния эксплуатационных факторов на характеристики компрессоров газотурбинных двигателей./ Методы и средства контроля технического состояния авиационных двигателей: сб.научн.тр. - К.: КИИГА, 1989.- С.124-128.

*Науковий керівник – Козлов В.В. к.т.н., доц.*

## ВПЛИВ НА ДОВГОВІЧНІСТЬ ПІДШИПНИКІВ ОПОР ГТУ ЯКОСТІ ОЛИВИ У СИСТЕМІ ЗМАЩЕННЯ

*В роботі запропонований підхід визначення коефіцієнту, що коректує довговічність (ресурс) підшипників опор за умовами їх експлуатації.*

Не всі експлуатаційні фактори, що впливають на довговічність підшипників, враховані у відповідному стандарті [1], конкретно – значення коефіцієнту  $a_3$ , який коректує ресурс за умовами експлуатації (погіршення властивостей мастильного середовища, в якому працює підшипниковий вузол). Тому його визначення та вплив на довговічність підшипників опор газотурбінного двигуна представляють наукову новизну. Погіршення мастильного середовища обумовлене з наробітком забрудненістю мастила продуктами зношення, окислення та обводненістю. Останній фактор отрицательно впливає на роботу підшипникового вузла на початку работ ГТД, ГТУ, ГПА визиваючи граничний режим тертя у підшипнику та зменшує його довговічність і ресурс.

Визначення скорегованого розрахункового ресурсу (довговічності) ґрунтується на тому, що мастильне середовище нормальне, тобто товщина масляної плівки у зонах дотику, тіло кочення/доріжка кочення, дорівнюється або незначно більше сумарної шорхости поверхонь дотику. При виконанні цієї вимоги  $a_3=1$ .

При проведенні полунатурного експерименту на чотирьохкульовій машині тертя ЧМТ-1 (рис.1) [2] і на обводненому маслі на режимі навантаження 1 середній діаметр зносу трьох нижніх кульок у шістьох вимірюваннях зріс в 50 разів. При пропорційному цьому зносу змінений коефіцієнт  $a_3$  буде дорівнюватися 0,02. У відповідності з цим зменшиться скорегований розрахунковий ресурс (довговічність) підшипника.

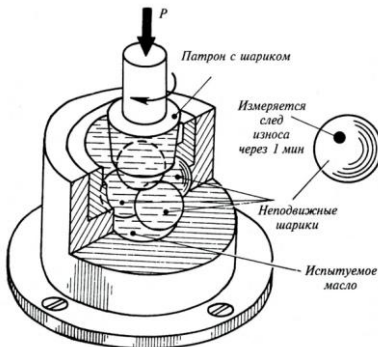


Рис. 1. Вузол тертя чотирьох кульової машини

Значення  $a_3 > 1$  може бути, якщо умови мащення настільки хороші, що імовірність відмови за рахунок пошкодження поверхонь підшипника, дуже мала.

### Висновок

Регенеруючи мастило не тільки шляхом його дегазації, зниження температури, очищення від продуктів зносу та окислення, а також шляхом зневоднення і обезкіснення в умовах експлуатації на етапі підготовки двигуна до запуску, можливо через коефіцієнт  $a_3$  підтримувати розрахункову довговічність (ресурс) підшипника.

### Список використаних джерел

- ГОСТ 18855-94: Подшипники качения. Динамическая расчетная грузоподъёмность и расчетный ресурс (долговечность).
- ГОСТ 9490-75: Материалы смазочные жидкие и пластичные. Метод определения трибологических характеристик на четырехшариковой машине.

*Науковий керівник – Козлов В.В. к.т.н., доц.*

## ОПТИЧЕСКАЯ ПИРОМЕТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПОВЕРХНОСТИ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ГТД

*Представлены основные результаты работ по созданию многоканальной оптической пирометрической системы для контроля рабочих лопаток турбины высокого давления. Оптическая пирометрическая система ОПС-2010 установлена на газогенераторе двигателя ПД-14 и обеспечивает одновременное, непрерывное термометрирование всех рабочих лопаток 1 и 2 ступени турбины высокого давления в процессе стендовых испытаний.*

### Введение

Газотурбинные двигатели (ГТД) за семьдесят лет своего развития стали основным типом двигателей для воздушных судов современной гражданской авиации. Газотурбинные двигатели - классический пример сложнейшего устройства, детали которого работают длительное время в условиях высоких температур и механических нагрузок. Высокоэффективная и надежная эксплуатация авиационных газотурбинных силовых установок современных воздушных судов невозможна без применения специальных систем автоматического управления (САУ). Крайне важно отслеживать рабочие параметры двигателя, управлять ими для обеспечения высокой надежности работы и длительного срока его эксплуатации. Следовательно, огромную роль играет выбор автоматической системы управления двигателем.

В настоящее время в мире широко используются воздушные суда, на которых устанавливаются двигатели V поколения, оборудованные новейшими системами автоматического управления типа. На авиационных газотурбинных двигателях первых поколений устанавливались гидромеханические САУ.

Серьезное изучение устройства и работы систем автоматического управления авиационных ГТД является необходимым условием правильности оценки технического состояния (диагностики) АС управления и их отдельных элементов, а также безопасной эксплуатации САУ авиационных газотурбинных силовых установок в целом.

Одним из наиболее нагруженных компонентов горячей части ГТ являются лопатки рабочего колеса первой ступени турбины высокого давления (ТВД). Объективная и своевременная оценка температуры рабочих лопаток (РЛ) ТВД является одной из приоритетных задач контроля и диагностики. Единственным и безальтернативным средством получения достоверной измерительной информации о текущей мгновенной температуре РЛ являются бесконтактные средства оптической пирометрии (СОП). Именно уникальные возможности СОП обуславливают неистощаемый интерес специалистов двигателестроительных фирм.

ОПС обеспечивает измерение температуры в диапазоне 700-1150 °С и не требует дополнительного препарирования термпарами РЛ ТВД.

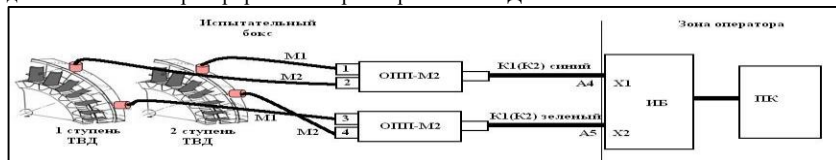


Рис. 1. Схема установки многоканальной оптико-электронной пирометрической системы на стенд для испытаний газогенератора:

M1, M2 - гибкие волоконные световоды оптических зондов;  
O11П-M2 - оптический пирометрический преобразователь;  
K1 (K2), K1 (K2) - кабели соединительные для аналоговых сигналов;  
ИБ - интерфейсный блок для преобразования аналоговых сигналов в цифровую форму;  
ПК - портативный компьютер со специализированным программным обеспечением.

### **Заклучение**

1. Оптическая пирометрическая система ОПС- 2010 обеспечивает непрерывный мониторинг температуры рабочих лопаток первой и второй ступеней турбины высокого давления в процессе стендовых испытаний. Технические характеристики разработанной системы позволяют применять ее на различных ГТД, ГТУ для решения аналогичных задач.

2. Для реализации стратегии эксплуатации авиационных ГТД по техническому состоянию необходима разработка методик и алгоритмов адекватного учета наработки наиболее напряженных компонентов - РЛ ТВД.

3. Для преодоления барьеров, стоящих на пути применения СОП в качестве штатных бортовых устройств, требуется значительная наработка в составе различных типов ГТД, ГТУ и осознание специалистами уникальных возможностей оптико-электронных пирометрических систем.

### **Литература**

1. Иноземцев, А.А. Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок: учебник [Текст] / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 5. – 187 с.

2. Использование пирометра для контроля температурного состояния рабочих лопаток турбины двигателя НК-8 [Текст] / А.Н. Ведин, А.А. Ковалев, А.А. Корноухов, Г.С. Перевозкин, В.В. Тетерин // Авиационная промышленность. – 1978. – № 2. – С. 33.

3. Расчетное и экспериментальное исследование температурного состояния рабочей лопатки турбины [Текст] / К.М. Исаков, А.А. Пантелеев, В.А. Трушин и др. // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1976. – № 1. – С. 141 – 146.

4. Перспективы развития систем регулирования температурного режима ГТД [Текст] / И.Т. Губайдуллин, В.В. Дунаев, М.Т. Валеев // Авиационная промышленность. – 1978. – № 1. – С. 28 – 29.

5. New instrumentation for advanced turbine research [Text] / S. Walters // Mechanical Engineering. – 1983. – 105, № 2. – P. 43 – 51.

6. Lenagh, T. Turbine Blade Pyrometer Retrofit Design [Text] / T. Lenagh, D. Myhre, J. Scholz // AIAA paper 2000-3135.- 11 p.

7. Августинович, В.Г. Результаты исследований пирометрического канала управления температуры лопаток ГТД [Текст] / В.Г. Августинович, А.Н. Саженок // Сборник трудов ЦИАМ N1260. –М., 1989. – С. 593 – 599.

8. Измерение температуры быстроходных вращающихся турбинных лопаток с использованием пирометра [Текст] / Т. Танигучи, К. Санбонсуги, Й. Озаки, А. Норимото // ASME paper GT2006-90247. – 10 p.

9. Многоканальный оптический пирометр и его апробация при стендовых испытаниях газогенераторов [Текст] / В.В. Бородако, П.А. Бухштаб, Б.И. Минеев, В.Б. Романов, В.Б. Сахаров // Мир измерений. – 2012. – № 4. – С. 54 – 57.

*Науковий керівник – Ключ В. М. асистент*