



XXI Міжнародна науково-практична конференція
здобувачів вищої освіти і молодих учених

"Політ. Сучасні проблеми науки"

СУЧАСНІ АВІАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ

ЗБІРНИК ТЕЗ

Київ 2021

ЗМІСТ

	Стор.
1. ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН	4
2. АВІАЦІЙНІ ДВИГУНИ ТА ЕНЕРГЕТИЧНІ УСТАНОВКИ	17
3. РІДИННО-ГАЗОВІ СИСТЕМИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	23
4. МЕНЕДЖМЕНТ ТЕХНОЛОГІЙ АЕРОПОРТІВ	33
5. DESIGN, MAINTANANCE AND DIAGNOSTICS OF AIRCRAFT AND GAS TURBINES	41
6. КОНТРОЛЬ ЯКОСТІ, СУЧАСНІ МАТЕРІАЛИ ТА ТРИБО ТЕХНОЛОГІЇ В МАШИНОБУДУВАННІ	53
7. ІНФОРМАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ В ПРИЛАДОБУДУВАННІ ТА ЕНЕРГЕТИЦІ	72
8. АЕРОДИНАМІКА ТА БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ ЛА	77
9. АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА ЕНЕРГОЕФЕКТИВНІСТЬ В АВІАЦІЙНІЙ ГАЛУЗІ	81

**ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ПОВІТРЯНИХ
СУДЕН**

**SERVING AIRCRAFT. MAINTANANCE FLIGHT APPLICABILITY
AIRCRAFT**

Bruantsev O.

National Aviation University, Kyiv

Scientific Advisor - Pershukova O.O

Doc. of Ped. Sc., Prof. of the Aviation English Department

Daily check, this check after travels, post-flight, maintenance pre-flight, service check, and overnight to name a few. It is the lowest scheduled check. Walk around inspection by flight crew is not normally a part of a maintenance program. A daily check is a cursory inspection of the aircraft to look for obvious damage and deterioration. It checks for "general condition and security" and reviews the aircraft log for discrepancies and corrective action. The accomplishment of the daily check requires little in the way of specific equipment, tools, or facilities.

Examples of daily check items include:

- Visually inspect tail skid shock strut pop-up indicator;
- Check fluid levels;
- Check general security and cleanliness of the flight deck;
- Check that emergency equipment is installed.

'A' check. This is the next higher level of scheduled maintenance. It is normally accomplished at a designated maintenance station in the route structure and includes the opening of access panels to check and service certain items. Some limited special tooling, servicing, and test equipment is required. The 'A' check includes the lower check, then Daily check. Examples of 'A' check items include:

- General external visual inspection of aircraft structure for evidence of damage, deformation, corrosion, missing parts;
- Check crew oxygen system pressure;
- Operationally check emergency lights;
- Lubricate nose gear retract actuator;
- Check parking brake accumulator pressure;
- Perform Built-in Test Equipment (BITE) test of Flap/Slat Electronics Unit.

'B' check. This is a slightly more detailed check of components and systems. Special equipment and tests may be required. It does not involve, however, detailed disassembly or removal of components.

Contemporary maintenance programs do not use the 'B' check interval. For a number of reasons, the tasks formerly defined for this interval have, for many airplanes, been distributed between the 'A' and 'C' check.

'C' check. This is an extensive check of individual systems and components for serviceability and function. It requires a thorough visual inspection of specified

areas, components and systems as well as operational or functional checks. It is a high-level check that involves extensive tooling, test equipment, and special skill levels. 'C' checks remove the airplane from the revenue schedule for 3 to 5 days. The 'C' check includes the lower checks, i.e. 'A,' 'B,' and Daily checks. Examples of 'C' check items:

- Visually check flight compartment escape ropes for condition and security;
- Check operation of DC bus tie control unit;
- Visually check the condition of entry door seals;
- Operationally check flap asymmetry system;
- Pressure decay check APU fuel line shroud;
- Inspect engine inlet TAI ducting for cracks;
- Operationally check RAT deployment and system.

'D' check. This can also be referred to as the Structural check. It includes detailed visual and other non-destructive test inspections of the aircraft structure. It is an intense inspection of the structure for evidence of corrosion, structural deformation, cracking, and other signs of deterioration or distress and involves extensive disassembly to gain access for inspection. Special equipment and techniques are used. Structural checks are man-hour and calendar-time intensive. The 'D' check includes the lower checks, i.e. 'A,' 'B,' 'C,' and Daily checks. This check removes the airplane from service for 20 or more days. Examples of 'D' check items include:

- Inspect stabilizer attach bolts;
- Inspect floor beams;
- Detailed inspection of wing box structure.

Список використаних джерел:

1. Авиационные правила, АП-25, ред. 3 с поправками 1-7/ Межгосударственный Авиационный Комитет - ОАО "АВИАИЗДАТ", 2014. - 280с.
2. https://www.icao.int/Meetings/STA10/Documents/StateAviationQuestionnaire_ru.pdf

IMPORTANCE OF FATIGUE MONITORING, FLIGHT 243

Ishunin E.K.

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor - Voznyuk A.P.,

Aviation is evolving day by day. Most of the improvements that have made aviation safer have come from incidents and disasters. Some incidents have affected specific rules or types of aircraft, and some have changed the world of aviation in general.

One of the catastrophes that has led to global changes in aviation, namely technical changes, such as the design of aircraft with other strength calculations, the prediction of this strength over life, and the aircraft maintenance program is flight 243. "On April 28, 1988, at 1346, a Boeing 737-200, N73711, operated by Aloha Airlines

Inc., as flight 243, experienced an explosive decompression and structural failure at 24,000 feet, while en route from Hilo to Honolulu, Hawaii. There were 89 passengers and 6 crew members on board. One flight attendant was swept overboard during the decompression and is presumed to have been fatally injured” [1].

This accident started early in the morning of the 28th of April 1988. At that time only once a day preflight inspection had been performed. Therefore, at 5 a.m. current crew did the preflight inspection in the darkness where only an apron and personal light were available. All flight crew was briefed, they took on the passengers and started their duty. The first duty started with three round trip flights. During the first duty the aircraft performed completely normal. At 11 a.m. it was time for a crew change. So, the second duty started and it included three flights. Aircraft flew from Honolulu to Maui and then on to Hilo, these are the first two flights, the third one is flight 243. The weather was absolutely clear, and aircraft behavior and indications were still normal. They took off at 1:25 p.m. and as they leveled off at 24,000 feet, they heard this horrendous noise which was kind of like a pop and a tear. A huge pressure change took place there. The captain looked around, the cockpit door was gone and he had seen blue sky instead of the roof over the first class. Pilots realized a major structural malfunction of the aircraft. The flight crew started emergency descent to the maximum of 10,000 feet for safe breathing. Additionally, to the lost part, before the landing, they got an absence on nose gear extension indication and first engine failure. At time 1:58 p.m. the aircraft touches down on runway 02 in Maui. It is a completely normal landing; the aircraft comes to a stop on the runway and as soon as they stopped evacuation started.

The National Transportation Safety Board came to Maui and started their investigation. They find initially a section of the overhead part of the aircraft structure has been ripped apart. It was visible the metal has been kind of shredded in V-form below the left-hand side and the structure is bent out to 90° over the window level on the right-hand side. This would indicate that the actual break started on the right-hand side and it was opened like a can outward to the right side where it is ripped off.

The NTSB started to search for the answer to the main question, what could cause such a major structural failure. The first important thing that must be mentioned, Aloha Airlines were flying very special types of 737 flights, a major part of them is between islands, so the flights are short and aircraft climbs only up to a fraction of the maximum altitude of 737, also humidity is continuously higher than the normal. When Boeing constructed the 737 it had given it what we call a safe life. The earliest series of the 737-200 was designed as semi-monocoque, so what is important here 737-200 has skin made of metal sheets that were 18 feet long and 0.03 inches thick. These aluminum sheets were done overlapping what we call lap joints with about three inches, so there is upper and lower skin and between these three inches when they overlap Boeing put a cold bonded adhesive and three rows of rivets. After several first 737-200, D-checks Boeing started to realize that cold adhesive wasn't great, especially if it was subjected to humid conditions and it had a tendency to disbond. It means all

forces of constant pressurization changes are kept only by three rows of rivets, in this case, crack propagation may take place. Boeing knew this and make a service bulletin where was information about extra inspections of that adhesive and skin. For some reasons Aloha Airlines skipped this inspection. The structure also has a fail-safe principle called tear straps. They are fastened to the skin and also with help of adhesive and rivets. Tear straps are not only reinforcing the full structure but also redirect cracks, as the same adhesive problem could take place there, so crack propagates along with the whole body. As a part of the service bulletin maintenance personal had to check all the tear straps for corrosion of adhesive, which was not performed by Aloha.

They also find that the thrust control cable, which was running to the left-hand engine (engine 1), had been torn apart. It turns out that inside of the pressure vessel the aircraft is pressurized both in the passenger and cargo compartment. Thus, due to explosive depressurization air flows through the floor, those forces bent and cracked floor beams. The left-hand side was damaged the biggest and due to bending extra tension appeared on wire of left-hand engine thrust control. This wire was made of carbon steel and was subjected to corrosion. As tension increased the wire snapped. However, several years before the accident Boeing issued a bulletin, where the change of this wire is required to stainless steel. Aloha Airlines haven performed it.

Like all accidents, it is a combination of these problems and factors. Boeing had some problems during manufacturing earliest 737-200s, together with the lack of engineering practices at Aloha Airlines, together with the lack of oversight from the management of Aloha Airlines, together with the fact that FAA was not managing Aloha Airlines properly. All these led to the fact the accident happened. So, this accident becomes incredibly important for the aviation industry, the ability to understand metal fatigue, the importance of monitoring the number of cycles the aircraft is subjected to, and how to work with fatigue cracking if it ever appears.

References:

1. Aircraft Accident Report: Aloha Airlines, Flight 243 Boeing 737-200 N73711. URL: <https://www.ntsb.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR8903.pdf>

HISTORY AND CURRENT STATE OF CIVIL AVIATION OF CHINA

Jintao Han

National Aviation University, Kyiv

Scientific adviser - Salimov R.M., Ph.D., Associate Professor

Annotation: the article is talked about different stages of the history and development of civil aviation in China. The main economic dates are analyzed.

The rapid economic development of China at the beginning of the 21st century was largely ensured thanks to large-scale investments in the modernization of the transport complex. Civil aviation is the most dynamically developing branch of the

PRC transport complex. In recent years, China has further expanded its route network, making it the second-largest air transport system in the world.

In the new China, civil aviation developed gradually, going through four main stages in the history of its development: the stage of creation from 1949 to 1957, the stage of regulation from 1958 to 1965, the stage of difficult progress from 1966 to 1976, and a new stage of development, starting with the 1977 year.

Until 1949, there were only 36 airports in mainland China that operated by air on major routes, including Shanghai Longhua, Nanjing Dajiaochang, Chongqing Shanhua, Chongqing Jiulongpo and other primitively equipped airports. Except for Shanghai Longhua and Nanjing Dajiaochang airports, which could receive DC-4 model transport aircraft for takeoff and landing, other airports could only receive DC-2 and DC-3 transport aircraft models of that time. As a result of years of wars and unrest, the airports were in a state requiring urgent construction and reconstruction.

Civil aviation is the most dynamically developing branch of the PRC transport complex. Over the past 10 years, the number of passengers transported has increased 4 times, the volume of cargo - 3.5 times, passenger turnover - three times, cargo turnover - four times. China has become the second-largest market for passenger air travel in the world after the United States. In 2005-2010 total investment in the industry amounted to 950 billion yuan, Chinese air transport carried more than 1 billion passengers (14.1% annual growth).

The civil aviation industry in China made a powerful leap forward during the eleventh five-year plan period: the profits of Chinese airlines exceeded thirty-five billion yuan. This is sixty per cent of the income of the world air transportation market. Such data was reported at a press conference by the head of the General Directorate of Civil Aviation of the PRC Li Jiaxiang. He also noted that the country's aviation industry demonstrates steady growth and contributes to the rapid and progressive development of the national economy.

The main passenger flows pass through the leading airports in China (Beijing, Shanghai and Guangzhou). In 2014, 94 national and foreign airlines operated at the Beijing International Airport, whose aircraft operated flights to 236 cities in 51 countries of the world. The airport served 86.1 million people, which secured it the second place in the world in terms of passenger handling. It is estimated to host over 100 million people in 2015. and will overtake the largest airport Hartsfield Jackson International in Atlanta (USA), which annually receives 95 million people. In December 2014, the State Development and Reform Committee (SCRD) of the PRC approved a plan to build a second international airport in Beijing in the Daxing metropolitan area. According to the documents, its cost is 80 billion yuan (\$ 13 billion), it is assumed that in 2025 the annual capacity of the new airport will exceed 72 million passengers, 2 million tons of cargo

In 2017 was amended the civil aviation law for People`s Republic of China. This Law is formulated in order to safeguard State sovereignty over territorial airspace and civil aviation rights, to ensure that safety and order of civil aviation activities, to

protect the legal rights and interests of all parties involved in civil aviation activities and to promote the development of civil aviation operations. There are the main principles of it:

- The airspace above the territorial land and territorial waters of the People's Republic of China will be the People's Republic of China territorial air. The People's Republic of China has absolute and exclusive sovereignty over its territorial airspace.

- The State supports the development of civil aviation operations and encourages and supports scientific research and educational undertakings which develop civil aviation, with a view to raising the scientific and technological level of civil aviation.

- For the purposes of this Law, the term "civil aircraft" refers to aircraft other than those used for flight operations by the army, Customs and the police.

- The rights over civil aircraft referred to in the provisions of this Chapter will include rights in respect of the airframes, engines, screw propellers, radio equipment and all other related parts which are used on a civil aircraft, regardless of whether those parts are affixed to the aircraft or temporarily detached.

The state plans to put into operation another 100 airports by 2020, and is working to expand the access of general aviation aircraft to existing airports. It is likely that with the introduction of new rules for the use of airspace for general aviation aircraft, most civil airfields will be opened. In particular, Embraer has published a forecast for the development of the Chinese air market for 2011-2030, which states that local airlines will replenish their fleet with 975 new passenger aircraft over the next 20 years. China's economy is developing very fast, in turn, and rapid development of regional traffic.

In 2020, after the global lockdown caused by the virus Covid-19, China's economy stopped developing. The commercial air transport industry in China is gradually recovering - by the end of March, traffic volumes reached 42% of pre-crisis, if we take as a starting point the period before the coronavirus epidemic in December 2019. According to the Chinese Civil Aviation Administration (SAAS), the average number of daily flights reached 65, exceeding 20% in February. Most of these flights took place in cities located in the Yangtze River Basin (the area with the most developed industry), including Shanghai, the financial centre of mainland China. China's civil aviation industry expects passenger traffic to recover to around 90% of pre-epidemic levels in 2021.

References:

1. Цивільна авіація в Китаї [Електронний ресурс] – Режим доступу: <http://sapsan-logistics.ru/grazhdanskaya-aviaciya-v-kitae>.
2. Гражданская авиация Китая готовится преодолеть экономический упадок [Електронний ресурс] – Режим доступу: <https://regnum.ru/news/society/3216964.html>.
3. The Civil Aviation Law of the People's Republic of China. – 38 с
4. Петрунько К. О. Civil aviation development in PRC / Ксенія Олександрівна Петрунько. – С. 253–262.

SAFETY MANAGEMENT SYSTEM ENHANCEMENT

Sheshenia P.

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor – Rugain O.V., PhD, Associate Professor

The international SMS standards and requirements are represented as regulations to be implemented. They are created in a way to show “what to do” rather than “how to do it”. The main objective is to create standards that are set to accommodate a wide variety of types and sizes of organisations [1]. These standards are designed in such a way that the operators and service providers may put together the safety management practices and their own operational models. The increase in the number of flights leads to the fact that each organization must apply new methods to increase the level of flight safety to meet international requirements. Below are the points that will help aviation organizations to achieve the desired results [2].

The following components of a safety management strategy shall be implemented to reduce the number of accidents and incidents [3]:

- Explicit safety policy ensuring the senior management commitment to safety;
- Hazard identification and risk evaluation by up-to-date risk assessment methods;
 - Safety reporting systems shall be used to perceive, analyse and share operational safety related data;
 - Competent investigation of safety occurrences with the only purpose to identify systemic safety defalcations;
 - Safety monitoring and safety overview in order to estimate safety performance and eliminate problem areas;
 - Dedicated safety training for personnel;
 - Safety lesson dissemination and sharing best practices among operators and service providers;
 - Building a corporate safety culture that fosters good safety practices and encourages safety communications in a non-punitive environment.

Therefore, it’s rather important to improve SMS by the actions mentioned above to ensure that all safety risks have been identified, assessed and satisfactorily mitigated. A formal and systematic approach to safety management will maximise safety benefits in a visible and traceable way that will result in the higher level of aviation safety.

References:

1. The Safety Management Manual (SMM) (Doc 9859)
2. Safety Oversight Manual (Doc 9734)
3. Access mode:

https://www.skybrary.aero/index.php/SMS_in_Air_Traffic_Management

CONCEPTUAL PROVISIONS FOR AIR CONDITIONING OF AIRCRAFT OF THE REPUBLIC OF CHINA

Yang Gao

National Aviation University, Kyiv

Scientific adviser - Salimov R.M., Ph.D., Associate Professor

Annotation: This article discusses the state of aviation in the Republic of China and the main provisions for ensuring the airworthiness of aircraft. The structure of state regulation of airworthiness of aircraft is considered.

In the world in terms of demand for air travel and traffic intensity are three regions: the United States, Europe and the Far East, which together account for 2/3 of world passenger traffic. According to IATA forecasts, by 2014 the number of transported passengers will be 3.3 billion, which is 800 billion more than in 2012. Of these, 45%, ie 360 million passengers will be transported to the Asian region, of which 214 million are China (181 million domestic and 33 million international passengers). Demand for international air travel in Asia is expected to grow by 7.6%. China, Japan and Hong Kong will be the largest international passenger markets in the region. Thus, the emphasis on the industry is shifting to the east. Until 2014 1 billion passengers will be transported in the Asian region, which is 30% of the global number of air traffic.

ICAO's requirements for flight safety and airworthiness are becoming more stringent. Airlines need to comply with these requirements to ensure equal participation in commercial activities in global aviation services markets. Therefore, more and more attention is paid to ensuring the required level of reliability and airworthiness of aircraft. And since civil aviation is the most dynamically developing branch of the PRC transport complex, the conceptual provisions for maintaining the airworthiness of aircraft become even more necessary. In recent years, China has further expanded its route network, making it the second-largest air transport system in the world.

The number of accidents per 1 million flights during the 11th five-year plan was 0.18%, which is five times lower than the world average. The air transport of the PRC is one of the safest in the world - by the beginning of 2014, the GUGAK aircraft made trouble-free flights for 2.4 thousand days. Intending to ensure flight safety in 2009-2013, the government invested more than 2 billion yuan in the development of anti-terrorism systems. To strengthen control over compliance with safety standards, GUGAK during the 12th five-year plan began to carry out certification and issuance of permits for activities for newly created airlines, tightened requirements for the capacity and safety of new aircraft, both domestic and imported.

In accordance with ICAO requirements, the airworthiness of aircraft is maintained according to the following principles:

- the airworthiness of aircraft is laid down during the design taking into account the previous experience of operation, the requirements of airlines, state requirements for flight safety;
- development and serial production of aircraft is carried out by certified enterprises;
- state control over the airworthiness of aircraft, in accordance with the requirements of SARPs (Standards and Recommended Practices), is entrusted to the State Aviation Administration;
- each copy of the aircraft is duly registered in the State Register and is allowed to operate in the presence of a Certificate of Airworthiness, which confirms the compliance of this copy of the aircraft with the requirements of airworthiness;
- maintenance of airworthiness of each copy of the aircraft during operation is ensured by the fact that the operator must comply with the established rules of flight operation, maintenance and repair of the aircraft. In case of violation by the operator of the requirements for maintaining the airworthiness of the aircraft, as well as the detection of their dangerous condition, restrictions are imposed on their operation or the operation of the aircraft is terminated;
- maintenance and repair are carried out by certified maintenance and repair organizations;
- all types of work to maintain the airworthiness of the aircraft are performed by aviation personnel who have passed the relevant certification

At the stage of aircraft design, aircraft are developed at plants that have the necessary certificate. The reliability of all components, systems, types of equipment and the entire designed aircraft is calculated. Based on these data, the assigned and maintenance resources are determined, the values of reliability control levels for all components of the aircraft. The manufacture of aircraft is carried out at certified factories JSC, where special attention is paid to the strength of the structure, which, in turn, directly affect the reliability and airworthiness of the aircraft. Before operation, the compliance of the airworthiness state of the manufactured JSC with the required airworthiness standards is determined. If the results are satisfactory, the aircraft is issued a certificate of operation and the aircraft arrives at the airlines, which are responsible for the airworthiness of each copy of the aircraft in their fleet.

References:

1. Геєць І. О. Розвиток КНР на світовому ринку авіаційних перевезень / І. О. Геєць.
2. Власенко П. О. Забезпечення льотної придатності повітряних суден авіакомпанії / П. О. Власенко, О. Г. Кучер.
3. Петрунько К. О. Civil aviation development in PRC / Ксенія Олександрівна Петрунько. – С. 253–262

ВИКОРИСТАННЯ «ХМАРНИХ» ТЕХНОЛОГІЙ ДЛЯ ПІДТРИМКИ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ПС ТА ПІДВИЩЕННЯ РІВНЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

Кузьомко О.В.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Салімов Р.М. к.т.н. доцент

Ця стаття присвячена використанню «хмарних» технологій у світовій авіації, які корінні зміни для експлуатантів принесе впровадження даної технології. Введення цих технологій допоможе швидко контролювати стан різних агрегатів літака, мати доступ до показників різних його систем швидко і з одного пристрою, також це допоможе уникнути затримок рейсів. Але найголовнішим досягненням буде забезпечення вищого рівня безпеки польоту.

Втрата бортового самописця під час катастрофи дуже сильно затрудняє подальше розслідування катастрофи та виявлення її істинних причин, як знайти вихід з таких ситуацій? Впровадження «хмарних» накопичувачів, віртуальних «чорних ящиків», вирішить це питання, адже такі технології дають можливість швидкого доступу до всіх даних польоту конкретного літака з будь-якої точки світу.

За допомогою «хмарних» баз даних можна підвищити якість технічного обслуговування на основі даних польоту та справність літака.

Ефективна передача в режимі реального часу даних польоту повітряних суден надає авіакомпаніям можливість поліпшити роботу, знизити витрати на технічне обслуговування і зменшити час обробки інформації. Все це забезпечує більш ефективний контроль на всіх етапах польоту.

Як і будь-яка нова система «хмарні» накопичувачі мають свої плюси та мінуси, до плюсів можна віднести:

- підходить, практично, під всі операційні системи, як ПК, так і мобільних;

- доступ і синхронізація файлів хмари з файлами Вашої операційної системи залежить від самого клієнта хмари;

- дозволяє безкоштовно зберігати файли, але у кожного сервісу це зберігання обмежене місцем і умовами використання

З недоліків хотілося б відмітити:

- для отримання доступу до послуг хмари необхідно постійне з'єднання з Інтернетом;

- не рекомендується зберігати найцінніші для компанії документи на публічному хмарному сховищі.

- потрібно буде перенавчати як наземний персонал, так і повітряні екіпажи, тому для авіакомпаній можуть виникнути різні складності введення цієї технології у своє ПО.

Але одним з найбільших мінусів хотілося б відмітити високу вартість впровадження даних технологій на ПС, внаслідок чого деякі авіакомпанії можуть відповісти впроваджувати їх в парк своїх ПС

На сьогодні введенням хмарних технологій широко займається компанія Boeing, яка спільно з компанією Microsoft розробила систему Azure, яка використовується більш ніж у 300 авіакомпаніях по всьому світу

Також Rolls-Royce інтегрувала хмарні технології компанії Microsoft в свою програму Service Solutions. У ній виробник збирає і аналізує великі масиви даних з літаків. Це дозволяє зменшити споживання палива, підвищити надійність і ефективність двигунів. Авіадвигуни сьогодні мають сотні датчиків, які передають гігабайти даних за кожен політ. Двигуни Rolls-Royce Trent, наприклад, використовують 85 авіакомпаній, які виконують 50000 рейсів в місяць, або 14 млн льотних годин на рік.

Список використаних джерел:

- 1.Облачные вычисления: обзор и рекомендации
- 2.<https://rg.ru/2014/03/21/eksperti-site-anons.html>
- 3.УПРАВЛІННЯ ПАРАМЕТРАМИ ПОЛЬОТУ З ВИКОРИСТАННЯМ ХМАРНИХ ТЕХНОЛОГІЙ Галагуз Т.А.
4. https://jets.ru/lifestyle/boeing_pereydet_na_oblachnyu_servis_microsoft/

ВИКОРИСТАННЯ МОДЕЛЮВАННЯ ДЛЯ УПРАВЛІННЯ РИЗИКАМИ В СИСТЕМАХ ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ЕКСПЛУАТАНТА ПС В УМОВАХ КОРОНАВІРУСА

Остапчук А.П.

Національний Авіаційний Університет, Київ

Науковий керівник – Салімов Р.М., канд. техн. наук, доц.

Стаття присвячена проблемі управління ризиками повітряного судна в умовах коронавірусу. Проаналізовано області застосування моделювання для управління ризиками в системах підтримання льотної придатності повітряного судна.

Управління безпекою польотів є головним аспектом експлуатації. Проблема полягає в тому, що виникнення ризиків ставить під загрозу політ, а саме життя людей.

На сьогоднішній день, в умовах пандемії, потрібно врахувати багато додаткових факторів, що впливають на ризики в системах підтримання льотної придатності. Відсутність попиту на авіаперевезення викликала серйозний фінансовий тиск на авіаперевізників, а також на їх обслуговування. Коли обмеження на подорожі знімуться, операторам знадобляться повітряні судна, які були на збереженні або на стоянці Повернути їх назад в експлуатацію не так вже й легко і дешево.

Приклади випадків, пов'язаних з тривалою стоянкою або зберіганням, які серйозно впливають на льотну придатність:

- Заклинювання велике тертя клапанів у системі повітря для продувки двигуна, що призводить до проблем з пневматичною системою під час польоту.
- Помилкова інформація, така як забруднення і блокування системи Піто та несправність лопаток кута атаки.
- Забруднення паливної системи, спричинене неадаптованими інтервалами водовідведення.
- Аварійні батареї, після зберігання не в стані заряду.
- Виснаження тиску в акумуляторі стояночного гальма літака, що призводить до пошкодження літака, внаслідок аварії на землі.
- Дикі тварини, що гніздяться в літаку або двигунах під час зберігання, включаючи комах, птахів і гризунів.

Моделювання - метод вирішення завдань, при використанні якого, досліджувана система замінюється простішим об'єктом, який описує реальну систему і називається моделлю. Метою моделювання в кінцевому рахунку є прийняття обґрунтованих, доцільних управлінських рішень.

Використовуючи моделювання, ми створюємо модель, за допомогою якої можемо зменшити ризики. Створивши модель виходу ПС в експлуатацію, ми зможемо врахувати різні чинники, які можуть вплинути на виникнення ризиків в системі підтримання льотної придатності ПС. А саме ризики, що можуть виникнути через тривале зберігання повітряного судна. За допомогою моделі, ми також зможемо врахувати особливість кожного випадку і вчасно вжити необхідних заходів.

Також можна створити модель для самого технічного обслуговування, так як польоти є не такими частими, як раніше, а також зі своїми особливостями. Пандемія внесла свої корективи в підготовку літака до вильоту. В умовах карантину, потрібно пам'ятати про безпеку пасажирів, дезінфекцію та забезпечення необхідних атрибутів. Створивши модель, ми зможемо врахувати всі проблеми і знайти кращий спосіб оптимізувати технічне обслуговування, для того, щоб зекономити час простоїв.

Мета полягає в тому, щоб підвищити обізнаність про можливі небезпеки і запропонувати можливі стратегії зменшення ризиків, пов'язаних з поверненням літаків в експлуатацію після зберігання. Таким чином, використовуючи моделювання, ми можемо спрогнозувати ризики в системі підтримання льотної придатності в умовах пандемії Covid-19.

Список використаних джерел:

1. Стеценко, І.В. Моделювання систем: навч. посіб. [Електронний ресурс, текст] / І.В. Стеценко ; М-во освіти і науки України, Черкас. держ. технол. ун-т. – Черкаси : ЧДТУ, 2010. – 399 с.
2. EASA Continuing Airworthiness domain (2020), Return to service of aircraft after storage: Guidelines in relation to the COVID-19 pandemic, November 2020 [Електронний

ресурс].

Режим

доступу:

https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/guidelines_for_de-storage_aircraft_scenario_covid19.pdf

3. Каталевский, Д.Ю. Основы имитационного моделирования и системного анализа в управлении: учебное пособие; 2-е изд., перераб. и доп. / Д.Ю. Каталевский. — М.: Издательский дом «Дело» РАНХиГС, 2015. — 496 с

ЗМІНЕННЯ ПІДХОДУ ДО ТЕХНІЧНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН В УМОВАХ ПАНДЕМІЇ.

Щуровський В.С.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Салімов Р.М., канд. техн. наук, доц.

Стаття висвітлює деякі з проблем, які були викликані пандемією коронавірусу. Вплив глобальних змін в авіації на деякі проблеми, котрі впливають на безпеку польотів.

На сьогоднішній день при різкому зменшенні пасажирських перевезень виникло питання в утриманні великої кількості пасажирських літаків (ПС) та персоналу, котрий експлуатував ці літаки. Якщо повітряне судно не приносить прибутки, то досить логічно буде продати його іншій компанії, або перевести ПС на зберігання. Із-зі цієї причини немає необхідності утримувати велику кількість працівників на підприємстві, якщо більшість ПС продано чи переведено на зберігання.

Якщо відкинути економічні аспекти, котрі були викликані пандемією коронавірусу, і звернути увагу на технічне обслуговування (ТО), можна виділити деякі моменти, які значною мірою вплинуть на безпеку польотів у майбутньому.

Розглядаючи звичайну процедуру консервації ПС слід відмітити декілька моментів:

- При даному виді обслуговування ПС також потребує фінансових витрат на утримання. При не дотриманні правил, під час зберігання, літак може відносно швидко прийти в несправний стан. Відповідно, якщо буде потреба задіяти судно – це призведе до незапланованих витрат.

- Навіть при дотриманні всіх правил зберігання ПС при консервації потрібно враховувати календарний ресурс. ПС не може зберігатись вічно на консервації. Через деякий час певні агрегати вийдуть із ладу. Наприклад гумові вироби, або герметики в таких умовах швидко придуть в несправний стан.

Враховуючи ці фактори слід ще відмітити наступну тенденцію. З початком пандемії кількість авіаційних подій різко виросла. Більшість випадків була пов'язана с помилками персоналу. Це демонструє недостатню кваліфікацію робітників. Отже авіакомпанії в прагненні заощадити кошти на утриманні своїх літаків допустили помилку, що веде до зниження безпеки польотів.

В результаті ми маємо складну ситуацію. З одного боку у авіакомпаній буде парк техніки, котрий буде поступово старіти, відповідно буде знижуватись надійність даних літаків, з іншого – низька кваліфікація робітників. Загострення уваги на даних проблемах допоможе знайти вирішення.

Список використаних джерел:

1. Експлуатація авіаційної техніки: навч. посіб. / С.О.Дмитрієв, О.С.Тугарінов і др. - К.: Вид-во Нац.авіац.ун-ту "НАУ-друк", 2010.- 223 с
2. Ресурс и долговечность авиационной техники: учеб. Пособ. / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич, Т.П. Маслак, С.С. Юцкевич. – К. :НАУ, 2015 – 164 с

АВІАЦІЙНІ ДВИГУНИ ТА ЕНЕРГЕТИЧНІ УСТАНОВКИ

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF HYDROGEN ADDITIONS ON THE PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF A DIESEL ENGINE

Kozlenko M.O.

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor – Andriets O.G, Ph Doctor.

Due to the depletion of organic fuels reserves, scientists started to look for alternative options instead of hydrocarbon fuels. One of them became hydrogen as an alternative for heat engines. This gas has unique properties: high flame propagation speed, calorific value, good diffusion and catalytic properties, the ability to use to clean the combustion chamber and flow path from carbon deposits due to the environmental friendliness of hydrogen combustion products. Since hydrogen is expensive and it is difficult and unsafe to store it in large volumes, it is currently difficult to convert internal combustion engines to hydrogen fuel, but in small amounts, hydrogen can be produced.

Hydrogen is used as small additive to diesel fuel, that can increase the operational efficiency of power plants and their environmental safety. Hydrogen additives have the ability to intensify the combustion of hydrocarbon fuels and affect the thermodynamic efficiency of the engine operating cycle. Such a hydrogen addition of 0.1% of the mass consumption of diesel fuel increases the efficiency of engines by 5 ... 7% and soot emissions are reduced by 40 ... 60%, nitrogen oxides - by 30 ... 40%.

As an experiment, consider a MAK6M25 diesel engine with a rated power of 1500 kW and a rotational speed of 750 rpm, with a specific fuel consumption of 182 g/kW-h. In the course of the analysis, the engine operation was studied at various loads $N_e = 0.25; 0.5; 0.75; 1.0$ and hydrogen additions to the fuel 1.0%; 2.0%; 3.0%; 5.0%; 7.5% and 10.0% by weight of diesel fuel. For each diesel mode, the following was determined: specific effective fuel consumption b_e , hydrogen consumption g_h , diesel fuel consumption g_e , the effectiveness of the engine efficiency without

additives η_e and with hydrogen additives η_e^H , change in engine efficiency due to hydrogen additions $\Delta\eta_e^*$ and saving diesel fuel due to the addition of hydrogen Δg_e^* .

Hydrogen consumption g_h , g / (kW · h) changed from 1.0% to 10.0% of diesel fuel consumption and in percent was determined as:

$$m_{H_2} = \frac{g_h}{g_e} \cdot 100\% \Rightarrow g_h \frac{m_{H_2} \cdot g_e}{100} \% g / (kW \cdot h):$$

Table 1

		Hydrogen (H2) content in fuel, %					
Engine load, %		1,0	2,0	3,0	5,0	7,5	10,0
	0,25	2,6	5,2	7,8	13	19,5	26
	0,5	2,1	4,2	6,3	10,5	15,75	21
	0,75	2,01	4,02	6,03	10,05	15,075	20,1
	1,0	1,82	3,64	5,46	9,1	13,65	18,2

Fuel consumption g_e versus engine load:

Table 2

Engine load, %	0,25	0,5	0,75	1
Fuel consumption, $g_e, g / (kW \cdot h)$	260	210	201	182

Specific effective fuel consumption b_e was calculated according to the dependence:

$$b_e = g_e + 2.84 \cdot g_h, g / (kW \cdot h),$$

where 2.84 - represents the ratio of the values of the lowest specific heats of combustion of hydrogen (121100 kJ / kg) and diesel fuel (42700 kJ / kg).

Table 3

		Hydrogen (H2) content in fuel, %					
Engine load, %		1,0	2,0	3,0	5,0	7,5	10,0
	0,25	257,47	255,10	252,86	248,85	244,65	241,38
	0,5	207,96	206,04	204,24	200,99	197,60	194,96
	0,75	199,05	197,21	195,48	192,38	189,14	186,61
	1,0	180,23	178,57	177,01	174,19	171,26	168,97

The effectiveness of the engine efficiency was determined as follows:

- when working without hydrogen additions as:

$$\eta_e = 3600 \cdot 10^5 / (g_e \cdot Q_h), \%$$

Table 4

Engine load, %	0,25	0,5	0,75	1
Efficiency, %	32,43	40,15	41,94	46,32

- when working with hydrogen additives as:

$$\eta_e^H = 3600 \cdot 10^5 / (b_e \cdot Q_h), \%$$

where $Q_h = 42700$ kJ / kg is the lowest specific heat of combustion of diesel fuel;

Table 5

		Hydrogen (H2) content in fuel, %					
		1,0	2,0	3,0	5,0	7,5	10,0
Engine load, %	0,25	32,75	33,05	33,34	33,88	34,46	34,93
	0,5	40,54	40,92	41,28	41,95	42,67	43,24
	0,75	42,36	42,75	43,13	43,82	44,57	45,18
	1,0	46,78	47,21	47,21	48,40	49,23	49,90

Relative change in the effective efficiency of the engine due to the addition of hydrogen:

$$\Delta\eta_e^* = \left(\frac{\eta_e - \eta_e^H}{\eta_e} \right) \cdot 100\%$$

Table 6

		Hydrogen (H2) content in fuel, %					
		1,0	2,0	3,0	5,0	7,5	10,0
Engine load, %	0,25	0,99	1,91	2,81	4,47	6,26	7,71
	0,5	0,97	1,92	2,81	4,48	6,28	7,70
	0,75	1	1,93	2,84	4,48	6,27	7,73
	1,0	0,99	1,92	2,83	4,49	6,28	7,73

Saving diesel fuel due to hydrogen additions:

$$\Delta g_e^* = \left(\frac{g_e - b_e}{g_e} \right) \cdot 100\%$$

Table 7

		Hydrogen (H2) content in fuel, %					
		1,0	2,0	3,0	5,0	7,5	10,0
Engine load, %	0,25	0,97	1,88	2,75	4,29	5,90	7,16
	0,5	0,97	1,89	2,74	4,29	5,90	7,16
	0,75	0,97	1,89	2,75	4,29	5,90	7,16
	1,0	0,97	1,88	2,74	4,29	5,90	7,16

Conclusions

The hydrogen addition to the fuel increases the efficiency of the engine, the more percentage, the higher efficiency. It is effective to use hydrogen as an additional fuel in modes from idle to nominal, as well as in transient modes. The hydrogen addition to diesel fuel has an effective increase of the engine economic and environmental safety performance. Hydrogen additives provide a reduction in the relative (referred to as the specific consumption of hydrogen) specific effective consumption of diesel fuel.

References:

1. Pidvyshchennia ekonomichnosti sudnovykh DVZ shliakhom vykorystannia vodniu yak dobavok do palyva/ Azhmiakov O.V., Andriets O.H., Kazakov D.A., Hordin Ya.D, Sirota O.A.// Dvyhuny vnutrishnoho zghoriannia. – Kharkiv: NTU "KhPI", 2006. – №1 – S. 63-67.

DETERMINATION OF CHARACTERISTIC OF ACOUSTIC LINERS USING AN IMPEDANCE TUBE USING THE STANDING WAVE METHOD

Rymarenko Y.O

ANTONOV COMPANY, Kyiv

Scientific adviser – Doroshenko K.V., Dr. Tech. Sc., Docent

For the modern aviation industry, one of the most important tasks is to comply with international environmental requirements. For transport aircraft, the current noise requirements are those of Chapter 14 of ICAO Annex 16 [1]. The requirements of Chapter 14 are 7 EPNdB stricter than the requirements of Chapter 4 (meet the requirements of An-148-100 and An-158 aircraft) and 17 EPNdB are more stringent than the requirements of Chapter 3 (meet the requirements of An-124-100 aircraft).

Sound-absorbing structures or acoustic liners mounted in in the nacelles of aircraft engines to reduce the aircraft noise of aircraft are widely used. Most aircraft engines use single-layer (single-degree-of-freedom) or double-layer (double-degree- of-freedom) resonant type acoustic liners [2, 3]. Single-degree-of-freedom and double- degree-of-freedom acoustic liners are effective in reducing tonal noise, but to increase the efficiency of acoustic liners should reduce noise in a wider range of frequencies. To increase the width of the absorption frequency band, various acoustic liners are considered: with variable depth liner configuration (wide chambers, narrow chambers, narrow bent chambers) [2] and the use of helical structures [4].

Experimental research methods are used to verify the performance of acoustic liners, such as sound absorption coefficient and impedance. With the help of such research methods it is possible to establish a connection between the geometric and sound-absorbing characteristics of acoustic liners. One of the applicable methods for determining the sound-absorbing characteristics of acoustic liners is the method using standing wave ratio [5]. In Fig. 1 shows the appearance of the experimental setup for determining the sound-absorbing characteristics of acoustic liners.

Determination of the normal sound absorption coefficient and normal impedance using the installation in Fig. 1 is performed as follows. The test sample 2 is placed in the holder of the sample 1. By means of the signal generator 10 and the amplifier 9, the required frequency and level of the harmonic signal supplied to the speaker 5 is set. The sound wave travels through the tube 3 from the speaker to the sample 2. When the sound wave falls on the sample 2, part of the sound energy of the wave is absorbed by the sample 2, and the other is reflected towards the wave from the speaker 5. A standing wave is formed in the tube 3. The sound pressure level in the tube 3 is measured using a measuring probe 4 (not shown in Figure 1.), which has the form of a thin tube. The sound pressure through the probe 4 is transmitted to the microphone 6 located in the

cart 7. The cart 7 can move freely on the board with a ruler 8 which shows the distance from the surface of the sample 2. The signal from the microphone 6 is transmitted to the measuring amplifier 11. From the measuring amplifier 11 through the analog-to-digital converter 9, the measuring signal is fed to the computer 13 for further processing. To determine the sound-absorbing characteristics of acoustic liners, it is necessary to move the cart 7 to find the minimum and maximum sound pressure level in the pipe, as well as the distances to the first and second minimum sound pressure levels.



Fig. 1. Experimental apparatus for determining the sound-absorbing characteristics of acoustic liners using the standing wave ratio method

The advantages of the standing wave method include the relative simplicity of the method of determination (it is necessary to measure only four parameters) and measurement characteristics of acoustic liners in a wide range of frequencies from 100 Hz to 6300 Hz. The disadvantages of the method include the duration of measurements (search for minimum and maximum values for each frequency and time to replace impedance tubes 3), the need to produce two samples for the same type of acoustic liners for large and small tubes.

References:

1. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Environmental protection. Volume I. Aircraft noise. Eighth Edition. Montreal. *International civil aviation organization Publ*, 2017, 264 p.
2. Gones M.G. A review of acoustic liner experimental characterization at NASA Langley [Electronic resource] / M.G. Jones, D. Nark, B. Howerton, M.C. Brown // Researchgate
– Access mode: <https://www.researchgate.net/publication/340815656>. Doi: 10.13140/RG.2.2.15613.10720
3. Azam Q. Numerical comparison of drag coefficient between nacelle lip-skin with and without bias acoustic liner [Electronic resource] / Q. Azam, M.A. Ismail, N.M. Mazlan, M. Bashir – Access mode: <https://www.researchgate.net/publication/31109474>. Doi: 10.15866/ireme.v10i6.9427
4. Versavel. M. Folded spiral-shaped cavities for nacelle acoustic liners: Impedance and attenuation modelling and comparison to experimental results [Electronic re-source]

/ M. Versavel, L. Moreau // Researchgate. – Access mode: <https://www.researchgate.net/publication/31382014>.

5. ISO 10534-1. Acoustics – Determination of sound absorption coefficient and impedance in impedance tubes. Part 1: method using standing wave ratio [Text]. Geneva. International Organization for Standardization, 1996, 24 p.

ТЕХНОЛОГІЯ CFD ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕЧІЙ В ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРАХ

М.В. Хижняк

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник - К.В. Дорошенко, д-р. техн. наук

Осьові компресори знайшли широке використання не лише в авіації, а й нафтовій промисловості, металургійній та навіть холодильних установках. Не зважаючи на розмір, вони добре справляються з великими об'ємами повітря та помірним ступенем підвищення тиску. Та все це стало доступним лише з CFD, саме це дало змогу досліджувати та прогнозувати характеристики перспективних компресорів. Технологія CFD дає змогу математично відтворити потік рідини в між лопатковому каналі, таким чином, на початковому етапі проектування це дає змогу покращити аеродинамічні характеристики майбутнього прототипу. Важливими складовими чисельного експерименту є вибір моделі турбулентності та технологія розрахункової сітки в статті [1] вчені звертають увагу на найбільш поширені RANS моделі турбулентності, а саме k- ϵ , k- ω та SST. В ході експерименту вони отримали дані для порівняння між RANS моделями турбулентності та експериментальними даними та дійшли згоди, що саме модель SST дала відповідно коректні результати в даному експерименті. Інші вчені в статті [2] та [3] описують валідацію сітки накладеної на геометрію, таким чином, вказуючи, що кількість комірок теж має вплив на отримання коректних даних.

Відповідно отриманим даним, можна зазначити, що на використання технології CFD значно впливає чисельна методологія (RANS моделі турбулентності) та обчислювальні ресурси (сітка) які між собою тісно пов'язані. Проаналізувавши всі отримані дані, в подальшому планується дослідити вплив та залежність моделі турбулентності та розрахункової сітки на сходиність результатів моделювання течії в осьових компресорах.

Список використаних джерел:

1. Marcelo R., Bruno G., Newton R., Juan Su. Validation of turbulence models for simulation of axial flow compressor. International Congress of Mechanical Engineering. 2009.
2. Ruochi P., Zhaoyun S., Bo L. Optimization design and analysis of supersonic tandem rotor blades. Aersp. Sci. Technol. 2020.
3. Boretti A. Experimental and computation analysis of transonic compressor rotor. Australasian Fluid Mechanical Conference. 2010.

БЕЗПЛОТНИЙ ЛІТАЛЬНИЙ АПАРАТ ДЛЯ ОБСТЕЖЕННЯ З ПОВІТРЯ МАГІСТРАЛЬНИХ ГАЗОПРОВОДІВ

Дужич О.Ю.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Козлов В.В., к-т техн. наук, доц.

Поширеними причинами відмов нафтогазопроводів є фізичні (механічні) пошкодження, корозія, дефекти обладнання, людські помилки, природні умови, пошкодження третіх осіб та інші. Згідно з дослідженням щодо газонафтопроводів Нігерії [1], стандартний термін служби трубопроводу становить приблизно 33 роки, 42% відмов викликані механічним впливом, 18% - корозією, стороння діяльність - 24%, 10% - через експлуатаційні порушення.

Про ефективність використання безпілотників (БПЛА) для обстеження нафтогазопроводів свідчать результати випробувань на об'єктах компанії «Роснефти». В результаті використання БПЛА оперативність встановлення причин виникнення відхилень в технологічних режимах на трубопроводному транспорті зросла на 58%, посилюється контроль за об'єктами нафтогазовидобутку та завчасне виявлення незаконної діяльності сторонніх осіб.

Проаналізувавши можливості і потенціал БПЛА [2], пропонується в якості прототипу PD-1 VTOL планерного типу української компанії UKRSPECSYSTEMS.

Обрана комплектація БПЛА складається з таких компонентів: корпус планера, маршовий двигун H120100 KV80, чотири під'ємних двигуна T-MOTOR P80III KV100, п'ять пропелерів G32×11 Prop-2PCS/PAIR, камера Sony FCB-EV7520A, система Routescene LidarPod, автопілот Veronte, регулятор ходу Flame 280A HV ESC series 6-24s 100V, чотири регулятори ходу FLAME 80A HV V2.0, чотири сервопривода KST DS135MG, 416 - батареї типу LG Chem 18650 HG2, чотирнадцять батарей типу Panasonic NCR18650BE.

Пропелер G32×11 Prop-2PCS/PAIR виготовлений із вуглецевого композитного матеріалу. Серед досліджених гвинтів, тяга цього гвинта найвища, як і ККД. Поверхня гвинта глянцева - прозорий епоксидний гельшар поверх чорного тканого вуглецевого волокна. Максимальна сила тяги залежить від двигуна і варіюється в межах 35-55 кг. Для здійснення розрахунку гвинта і характеристик його матеріалу було використано програму SIMSOLID.

Список використаних джерел:

1. Джаспер Агбакуру, «Технологии обнаружения утечек в трубопроводе: оценка и перспективы в регионе дельты Нигерии», 2007. – 184 с.
2. Ниведит Мажумдар, «Рынок потребительских беспилотников: анализ тенденций», 2016. – 74 с.

РІДИННО-ГАЗОВІ СИСТЕМИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**CAVITATION IN THE CHECK VALVE****Konovalenko V.O.***National Aviation University, Kyiv**Supervisor – Tarasenko T.V., Ph.D., Associate Professor*

The operation of hydraulic valves is accompanied by large pressure drops on the throttle slots of their spools. As a result, in their flowing parts, the velocities of the working fluid increase, which leads to a decrease in static pressure, changes in current lines, vortex formation, and under certain conditions, the rupture of the continuity of the medium. This is the cause of cavitation observed in hydraulic valves [1].

An urgent technical problem is the numerical simulation of cavitation in aircraft hydraulic valves. Modeling of cavitation flows is a complex problem both in terms of modeling thermodynamics during the phase transition and the component of interaction with turbulence.

The simplest case for a single-stage non-return valve was chosen for numerical simulation of the cavitation process. The axisymmetric formulation of the problem on the cross section of the valve with a stroke of 1 mm from the plane of the hole of the fitting at different pressure drops (\bar{p}) was considered. A standard $k - \varepsilon$ model with enhanced parietal functions was used to model turbulence [2]. The phases were water and water vapor, the pressure at the inlet to the valve is equal to the pressure in aviation hydraulic systems (210 kgf / cm²).

The results of the study at different pressure ratios are shown in Fig.1.

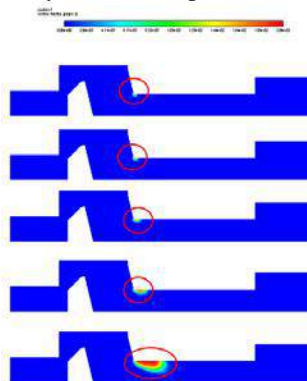


Fig. 1. Cells of cavitation at $\bar{p} = 0,25; 0,2; 0,15; 0,1; 0,05$ respectively

According to the results of numerical simulations, it can be observed that in this formulation of the technical problem, the mass transfer of phases begins at a relative pressure \bar{p} close to 0,25, at values from 0,25 to 0,1 gains intensity and at

values below 0.05 forms an extensive cavitation zone.

References:

1. Persol I. Cavitation. - M.: Mir, 1975, S. 95.
2. ANSYS FLUENT 12.0 TheoryGuide. April 2009. ANSYS Inc.

ОПТИМІЗАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ РУЛЬОВИХ ПРИВОДІВ

Бовдур Є.С., Козелецький В.Ф.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Тарасенко Т.В., к.т.н., доц.

Оцінюючи динамічні характеристики рульових приводів, особливістю їх роботи в системі керування літального апарату є обмежена жорсткість опори кріплення, та невеликі сили демпфування, поєднані з інерційними навантаженнями часто призводять до втрати стійкості приводів [1]. Задля оптимізації динамічних характеристик гідравлічного рульового приводу було сплановано та виконано експеримент. Планування експерименту виконувалося за методом Бокса-Уілсона.

При плануванні двохфакторного експерименту [2] за параметр оптимізації було обрано запас за амплітудою приводу а за фактори - параметри жорсткості силової проводки управління та жорсткості кріплення приводу. Для побудови плану експерименту було задано інтервали варіювання факторів експерименту, дисперсію параметрів оптимізації за значенням критерію Кохрена. На наступному етапі було визначено похибку паралельних дослідів та дисперсія параметрів оптимізації була визначена як однорідна (табл.1).

Таблиця 1.

Матриця експерименту, вихідні дані

Запас за амплітудою			
Рівень	x1	x2	
Основний	100000000	500000000	
Інтервал варіювання	10000000	150000000	
Верхній	110000000	50000000	
Нижній	90000000	350000000	
Досліди	Кодовані значення факторів		
	x1	x2	y
1	-1	-1	6.331
2	1	-1	6.109
3	-1	1	5.752
4	1	1	5.441
bj	-0.133	-0.311	
bj x Ij	$-1.332 * 10^6$	$-4.678 * 10^7$	

Продовження табл.1			
Крок при зміні x_2 на - 50000000	$-1.424 * 10^6$	-50000000	
Досліди			
5	-0.142	-0.333	6.030
6	-0.284	-0.666	6.150
7	-0.427	-1	6.268
8	-0.569	-1.333	6.383
9	-0.712	-1.666	6.497

Було проведено регресійний аналіз, який включає у себе перевірку значимості коефіцієнтів за допомогою методу найменших квадратів та визначення адекватності моделі за допомогою F-критерію. На основі результатів перевірки гіпотеза адекватності моделі була підтверджена.

Останнім етапом дослідження є виконання крутого сходження за градієнтом. У нашому випадку було прийнято рішення зупинитись на певному значенні параметра оптимізації оскільки значення фактору виходило за межі реальних можливих значень (табл. 2).

Таблиця 2.

Результатами проведеного експерименту

Запас за амплітудою						
Номер досліджу в матриці	X1		X2		Y	
	Код	Н/м	Код	Н/м	Повторні досліді	Середній результат
1	-1	$9 * 10^7$	-1	$35 * 10^7$	6.64	6.33
					6.33	
					6.01	
2	1	$11 * 10^7$	-1	$35 * 10^7$	5.80	6.10
					6.10	
					6.41	
3	-1	$9 * 10^7$	1	$65 * 10^7$	5.75	5.75
					5.46	
					6.04	
4	1	$11 * 10^7$	1	$65 * 10^7$	5.16	5.44
					5.71	
					5.44	

Список використаних джерел

1. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий / Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.В. - Монография. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Наука, 1976. — 280 с.

2. Гідравліка та гідропневмопристрої авіаційної техніки: навч. посіб. / В.П. Бочаров, М.М. Глазков, Г.Й. Зайончковський. та ін. – К.: НАУ, 2011. – 472 с.

ВІРТУАЛЬНИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ РІДИННО-ГАЗОВИХ СИСТЕМ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Єременко Р.О.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Бадах В.М., с.н.с., доц.

Підготовка фахівців у галузі літакобудування вимагає комплексного і наукового підходу у вивченні функціональних та енергетичних систем літальних апаратів (ЛА), їх роботи, конструкції, взаємозв'язків з іншими системами на борту ЛА [1], тощо.

Значну роль функцій на борту ЛА виконують так звані рідинно-газові системи (РГС), тобто такі системи, робочим тілом яких є рідина (паливо, гідравлічна рідина, мастило), або газ (повітря, азот, вуглекислий газ, хладони, тощо). Такими системами на борту ЛА є: гідравлічна, паливна, пневматичні (система відбору і підготовки повітря, система кондиціювання повітря, протипожежна система, система запобігання обмерзанню), тощо. Дані системи являють собою комплексні агрегатів, трубопроводів і ємностей, поєднаних між собою і розміщених на борту ЛА.

Вивчення принципів роботи, конструкції, типів і підходів до проектування даних систем базується на спеціалізованій літературі, доступній технічній документації і комплексі вправ, проте існує проблема наявності інтерактивної і наглядної матеріальної бази, котру можна було б повноцінно застосовувати у навчальному процесі для вивчення вищезазначених систем в структурі ЛА з усіма взаємодіями і режимами роботи. Матеріальна база такого рівня може бути наявна лише на виробництвах, але, цілком очевидно, що доступ до неї може бути лише епізодичним і лише в ознайомлювальних цілях, тому в якості оптимального варіанту в контексті підготовки фахівців-конструкторів авіаційної техніки можна запропонувати віртуальний аналог дослідного стенду РГС ЛА.

Метою розробки даного віртуального комплексу є:

- Надання наглядної інформації про склад, конструкцію і розміщення РГС на борту ЛА у загальному наближеному варіанті в якості допоміжного матеріалу на лекційних заняттях.

- Забезпечення здобувачів інтерактивними засобами для виконання лабораторних та самостійних робіт.

- Інтеграція міждисциплінарних теоретичних знань та технічної інформації у комплексній інтерактивній моделі.

- Розповсюдження і популяризація серед здобувачів вільного програмного забезпечення і відповідних моделей для заохочення творчої та дослідницької діяльності.



Рис. 1. Структурна схема віртуального комплексу.

Передбачається розробити такі складові віртуального комплексу:

- 3D модель одного (декількох) класичних типів літальних апаратів, відповідно до загального вигляду існуючих прототипів за наявною у вільному доступі технічною документацією.

- 3D та програмні (математичні) моделі РГС ЛА, з відповідним розміщенням, засобами для візуалізації і інтерактивною текстовою інформацією.

- Засоби керування моделлю і її параметрами для налаштування комплексу, активації різних режимів демонстрації, для виконання самостійної роботи здобувачами.

- Інтерактивні режими демонстрації для лекційних занять у якості допоміжного матеріалу.

Розробка даного комплексу відбувається за допомогою інтерактивного середовища UPBGE [2], що є різновидом вільно розповсюджуваного програмного забезпечення Blender із вбудованими засобами програмування

Python. Дане ПЗ дозволяє забезпечити необхідний рівень наочності і інтерактивності моделі, а також розповсюджувати моделі як окремі додатки для різних платформ.

Список використаних джерел:

1.134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка: Стандарт вищої освіти України від 22.12.2018 р. № 1441.

URL: <https://mon.gov.ua/storage/app/media/vishcha-osvita/zatverdzeni%20standarty/12/26/134-aviatsiy-na-ta-raketno-kosmichna-tekhnika-bakalavr.pdf>

2. UPBGE. Engine totally integrated in Blender.

URL: <https://upbge.org/>

ЧИСЕЛЬНЕ ТА АНАЛІТИЧНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ УМОВ ВИНИКНЕННЯ СТОЯЧОЇ ХВИЛІ У ГЛУХІЙ ВІТЦІ ТРУБОПРОВОДУ

Литвин Ю.О.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Тарасенко Т.В., канд. техн. наук, доц.

Для очищення від осаду проточної частини замкнених гідравлічних трубопроводів застосовуються зокрема методи напірної промивки, акустичні методи ультразвукового кавітаційного очищення [1] та резонансного очищення [2]. Запропонований метод резонансного очищення трубопроводу базується на використанні коливань стінок трубопроводу, що виникають внаслідок впливу зовнішнього кавітаційного потоку на стінку трубопроводу. Однак умови розповсюдження таких коливань потребують додаткового розгляду.

Визначення власної частоти коливання може бути виконано за спрощеною аналітичною моделлю, що використовує рівняння стоячої хвилі у прямолінійному трубопроводі, заповненому водою, і кінці якого зафіксовано:

$$f_n = \frac{nv}{2L},$$

де n – номер гармоніки, $v = 1403$ м/с – швидкість звуку в середовищі, $L = 1$ м – довжина трубопроводу.

Спрощена модель не враховує втрат енергії, тому може використовуватись тільки для довідки і швидкої оцінки резонансних частот. Отримані значення для перевірки: $f_1 = 701,5$ Гц, $f_2 = 1,4$ кГц, $f_3 = 2,15$ кГц, $f_4 = 2,8$ кГц, $f_5 = 3,5$ кГц.

Уточнений розрахунок резонансних частот для трубопроводу проведено на базі віртуального стенду в системі Simcenter Amesim. Стенд складається із головного проточного трубопроводу з дроселем, глухої вітки трубопроводу, у якій спостерігається досліджуване явище та генератора пульсацій витрати. Застосовується комплексна модель трубопроводу HL0040 з розподіленими параметрами, що доцільно при дослідженні хвильових ефектів [3]. Модель

враховує деформацію стінок трубопроводу, стисливість робочої рідини; базова формула для отримання похідних тиску на вході і на початках елементарних відрізків визначається як:

$$\frac{\partial p}{\partial t} = -\frac{B}{A} \cdot \frac{\partial Q}{\partial x},$$

де A – ефективна площа перерізу, B – ефективний модуль пружності.

Також враховуються втрати енергії на тертя і інерційність в залежності від частоти. Похідні витрати на виході і на кінцях елементарних відрізків визначаються як:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} = \frac{A}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x} - \frac{ff \cdot Q^2 \cdot \text{sign}(Q)}{2 \cdot \text{diam} \cdot A},$$

де ρ – густина рідини, diam – гідравлічний діаметр, ff – коефіцієнт тертя.

В похідні об'ємної витрати вноситься поправка на тертя, що залежить від частоти [4]:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} = \frac{\partial q}{\partial t} - \frac{4\nu}{R^2} \cdot \sum_{i=1}^k y_i,$$

де ν – кінематична в'язкість, R – радіус трубопроводу, y_i – змінна стану в $\text{м}^3/\text{с}$, що задається для кожної ітерації по діапазону частот.

Довжина досліджуваного трубопроводу 1м, діаметр 10мм, товщина стінки 1,5мм, модуль пружності стінки 190ГПа, робоче середовище – вода. Геометрія дроселя головного трубопроводу змінюється для встановлення локального тиску на вході в межах від 1МПа до 12МПа.

Отриманий частотний відгук (рис. 1) показує, що у досліджуваному трубопроводі стояча хвиля виникатиме на частотах, кратних приблизно 700Гц (699,7Гц), перша гармоніка має найбільшу амплітуду, а смуга пропускання обмежується п'ятью гармонікою з частотою близько 2,5кГц. Абсолютне значення тиску чи витрати в головному трубопроводі не впливає на частоту власних коливань, однак при збільшенні тиску відношення амплітуд зростає.

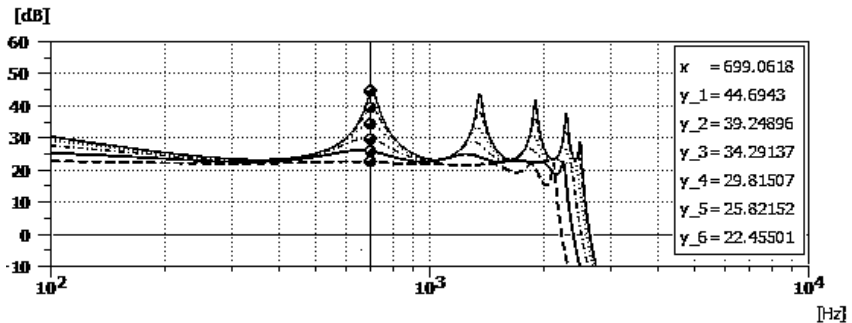


Рис. 1. Частотний відгук тестової моделі

Дана модель може бути застосована для подальшого вивчення явища резонансу в гідравлічних трубопроводах і акустичних методів їх очищення.

Список використаних джерел:

1. Nakagawa, Noritoshi & Fujihara, Masaya & Wu, Chaoqun & Satonobu, Jun. (2006). Removal of Pipe Fouling Inside Pipes Using Ultrasonic Waves. Jsme International Journal Series C-mechanical Systems Machine Elements and Manufacturing - JSME INT J C. 49. 713-718. 10.1299/jsmec.49.713.
2. Naudascher E. Flow-Induced Vibrations: An Engineering Guide / E. Naudascher, D. Rockwell – Massachusetts: Courier Corporation, 2012. – 432p.
3. R.C. Binder, "Fluid Mechanics". 3rd Edition, 3rd Printing. Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, NJ. 1956.
4. Zielke, W. Frequency-dependent friction in transient pipe flow / W. Zielke – Journal of Basic Engineering, 90(1), 1968. – 109-115pp.

СИЛЬНІ І СЛАБКІ ГІДРОУДАРИ В ГІДРОСИСТЕМІ ЛА

Якименко Б.М.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Лук'янов П.В., к.ф.-м.н., доц.

Швидкість звуку в рідинах зазвичай становить близько 1000 ... 1500 м / с (для води при 4 ° С - 1.435 км / с, при 45 ° С 1.51 км / с (максимум), при 100 ° С - 1.46 км/с) , тому в трубі з водою довжиною 15 метрів процес поширення ударної хвилі від заглушки до входу або назад займе приблизно 10 мілісекунд. За цей час тіло, що знаходиться в спокої, під дією прискорення вільного падіння встигне набрати лише швидкість в 9.8 см/сек і пройти шлях менше 5 см. При більш коротких довжинах ці цифри пропорційно зменшаться.

У фазі розрідження відрив рідини від заглушки відбувається не завжди. Для цього швидкість потоку повинна бути достатньо високою, а стінки труби - досить жорсткими, щоб удар вийшов різким. Якщо удар виявиться занадто слабким (або занадто плавним), то порожній області у заглушки не утворюється, хоча в будь-якому випадку у фазі розрідження тиск всередині труби, в тому числі безпосередньо у заглушки, буде менше, ніж тиск навколишнього рідини зовні.

Для того, щоб рідина змогла відірватися від заглушки і з'явилася область відриву, зворотний тиск (в ідеалі, без урахування втрат, рівне максимальному підвищенню тиску при стисканні) повинен перевищувати тиск середовища зовні. Таким чином, відрив рідини з утворенням вакууму можливий при виконанні умови

$$P_{\text{вд}} > P_0 + P_h + P_t,$$

де $P_{\text{вд}}$ - максимальне підвищення тиску в фазі стиснення щодо зовнішнього тиску; P_0 - абсолютний зовнішній тиск в резервуарі біля входу в трубу (тобто тиск щодо вакууму, а не атмосфери над поверхнею рідини); P_h - гідростатична різниця тисків між входом в трубу і заглушкою, якщо труба розташована

не горизонтально; P_T - незворотні втрати тиску при стисненні і розширенні рідини і стінок труби в фазах 2 - 6. Якщо знехтувати втратами, то $P_{уд} > P_0$ [2,3]. Може виникнути питання: як же підвищення тиску при гідроударі може перевищити тиск на вході в трубу? Однак тут немає парадоксу, так як стрибок тиску залежить лише від різкості зупинки потоку і набраної їм до цього моменту кінетичної енергії, тому жорстка труба і нестислива рідина можуть забезпечити сильний удар навіть при не надто високій швидкості потоку.

Таким чином, гідроудари можна розділити на «сильні», коли утворюється область вакууму в зоні відриву, і «слабкі», коли потужності удару для цього не вистачає. При цьому слід пам'ятати, що мова саме про потужність удару, а не про його енергію, оскільки тут визначальну роль відіграє час зупинки.

Одним з найефективніших методів запобігання гідроудару є встановлення в гідросистемі демпфера коливань.

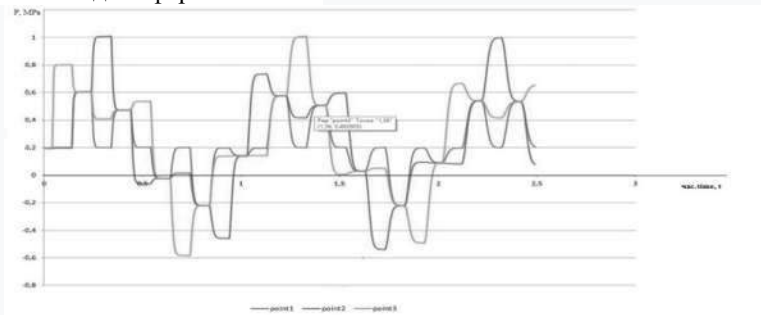


Рис.1. Затухання коливань при відсутності демпфера.

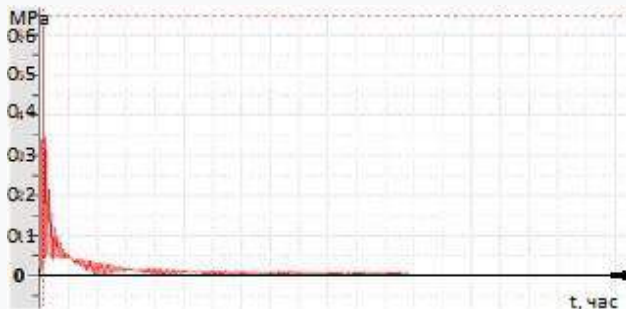


Рис.2. Затухання коливань в системі при наявності демпфера.

Список використаних джерел

1. Калицун В. И., Дроздов Е. В., Комаров А. С., Чижик К. И. Основы гидравлики и аэродинамики. Стройиздат. 2002.
2. Сборник задач по гидравлике / ред. В. А. Большакова. 1979. 336 с.

3. Ураха І.Ю. Гідравлічний удар: реферат. Перм. ПДТУ. 2009.

URL: <https://ukrdoc.com.ua/text/23810/index-1.html>

МЕНЕДЖМЕНТ ТЕХНОЛОГІЙ АЕРОПОРТІВ

INFORMATION TECHNOLOGIES IN THE FIELD OF INTERNATIONAL TRANSPORTATION AND LOGISTICS

Bugay A.V

National Aviation University, Kyiv

Scientific adviser - Mazur V.I, senior lecturer

Introduction. In the modern world, logistic as one of the effective tools for planning the organization and management of material and related flows is aimed at maximizing profits by all participants in the processes of transportation and distribution by optimizing logistics costs in a certain space and time [1].

Problem issue. Transport as a branch of infrastructure must develop faster to promote the rapid economic and social development of the country and its participation in the international division of labor. Ukraine's accession to international transport organizations and structures, ratification of a number of international agreements, conventions and other instruments, organization of transport systems and transportation were the first steps that began the integration of the Ukrainian transport complex into the European transport system. In Ukraine, there are 33 airports and 20 state seaports, commercial ports, 8 river, 6 railway, more than 90 aviation and 150 shipping companies of various forms of ownership, more than 75 thousand businesses, on the balance of which is road transport [2].

Summary. Information and communication technologies are currently the main tools used to modernize the transport industry. Active implementation of IT technologies in all areas of business contributes to the development of modern logistics information systems. Today, logistic companies use local area networks, telecommunications systems, modern computers and information software. A modern logistics system can be represented as an interactive structure that includes personnel, equipment and information technology in combination with information flows circulating inside.

References:

1. Development of transport and logistics system as a form of realization of transit potential of Ukraine [electronic resource] - electronic text data - access mode: <http://academy.gov.ua/ej/ej14/txts/Braginskiy.pdf> (дата звернення: 17.03.2021).

2. Transport and logistics centers: foreign experience [electronic resource] - electronic text data - access mode: https://www.lobanov-logist.ru/library/all_articles/57650/ (дата звернення: 17.06.2020)

ANALYSIS OF ENERGY AND ECOLOGICAL EFFICIENCY OF AIRPORTS

Miedvedieva N. A.

National Aviation University, Kiev

Introduction. Today, the market of aviation activity in Ukraine is revived after the recession period during the last few years. Regular air traffic between Ukraine and countries of the world is regulated by 66 intergovernmental agreements. Conceptual principles of formation and implementation of state policy to ensure the development of the aviation industry, its stable and effective functioning are determined by the order of the Cabinet of Ministers of Ukraine №. 430-r. dated May 30, 2018 [1].

Problem issue. One of the basic principles of the national transport strategy of Ukraine is to ensure the integration of civil aviation of Ukraine to European and world transport systems, compliance with priorities and requirements for the introduction of an agreement between Ukraine and the European Union on joint aviation space and ensuring environmental safety and energy saving.

In recent years in the management of international airports, managers and designers make a lot of efforts to organize not only the entire service and transportation process more qualitatively and effectively, but also to make the buildings of aero stations corresponding to the high standards of green architecture [2]. Energy management is an important part of the enterprise management, which will contribute to the airport's sustainable development.

Integration of the environmental management system environment with the energy management system in accordance with international standards of the ISO 14000 and ISO 50000 series is a guarantee of the so-called "green airport".

Summary. Installation of the roof, which is made from a membrane that filters water and letting it into technical needs, the use of renewable energy for heating and to cool the building, equip the tax-park of airports by electric vehicles, the use of a solar wall that is the wall of the terminal facing the sun and used to heat water, which then circulates throughout the building; Installation at the airport of energy-efficient lighting and plumbing cranes that save water; construction of a green roof, in which there are plants on the roof of the building that can significantly reduce the absorption of heat and thereby reduce energy needs, in addition, the green roof can reduce rainwater drainage and serves as a soundtrack on the approach to the runway; realize the process of digital energy monitoring

References:

1.National Transport Strategy of Ukraine for the period up to 2030 // Order of the Cabinet of Ministers of Ukraine dated May 30, 2018 No. 430-r. [Electronic Resource]. – Access mode: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/430-2018-%D1%80#Text> (дата звернення: 17.03.2021).

2.The Eco-Design of Airport Buildings/ICAO.[Electronic Resource].–Access mode<https://www.icao.int/environmentalprotection/Documents/ecoairports/Final%20Airport%20Eco%20Design%20Overview.pdf>(дата звернення: 17.03.2021).

LIGHT AVIATION IN THE CONTEXT OF COMMERCIAL AVIATION WORLDWIDE: EVOLUTION AND MODERN TENDENCIES

Osadchy Danylo

National Aviation University, Kyiv

Vasukovich O.M. – PhD, Associate Professor

Introduction. In official documents, the following division of aircraft by take-off weight is proposed:

- Heavy - aircraft with a take-off weight of more than 136 tons;
- Medium - aircraft with a take-off weight of less than 136 tons, but more than 7 tons;
- Light - aircraft with a take-off weight of less than 7 tons.

At the beginning of its existence, all aviation was an exceptionally small aviation - aircraft made of wood or other light materials. Only after the First World War, during the "golden age" of aviation, more massive aircraft began to appear, created for transporting shipment (mainly mail) and as bombers. However, small aircraft did not stop its development, but on the contrary, the invention of jet engines marked the beginning of the division of light aviation to aviation with internal combustion engines and jet engines. Military and civil aviation began to radically differ, because in military aviation, the carrying capacity and speed of fighters mattered. Civilian small aviation needed more economical aircraft, in view of which piston engines are still mainly used there. Today, almost all commercial aviation is either heavy aircraft due to the number of passengers it carries, or lighter business jets that sometimes belong to the small aircraft category. In this paper, the following issues were considered:

- Modern trends in light aviation.
- Possibilities of replacing medium-body and wide-body airliners with more compact aircraft.
- Necessary upgrades to service programs and training of service personnel to support the proliferation of small commercial aircraft.

Problem issue. At the moment, small aircraft are used mainly for private purposes and for the most part, low-weight aircraft are similar in design. However, since the development of a new type of small aircraft is many times cheaper than the development of a large airliner, there are many private enterprises in the world specializing in the creation of this type of aircraft with a wide variety of design solutions and innovations. Aviation is a relatively young technology compared to other methods of transporting cargo, so it is still undergoing cardinal changes that are really changing this entire area. So, we observe that the era of supersonic passenger aircraft has exhausted itself, and the era of Jumbo Jets is also coming to an end. It is quite possible that in connection with the issues of economy and profitability of flights, in a few decades, modern liners that can accommodate hundreds of people will become a thing of the past. When you look at fuel efficiency, all standard passenger

aircraft have roughly the same fuel consumption per passenger no matter are they light, medium or heavy. However, smaller aircraft have a significant advantage in the cost of maintenance, as well as due to their size, an advantage in the number of airfield fees. It is worth noting that there are already projects, including those implemented, of aircraft of small passenger capacity and cargo capacity, the cost of a ticket for which in its pure form is comparable to a ticket for a business class on a large aircraft, with a longer range and almost equal to the flight speed. A delicate topic, however, is the congestion of air and airport traffic, because to replace one traditional passenger aircraft like the Boeing 737-800, about 20 light aircraft with up to 10 passengers on board will be required. However, a significant problem will be more likely to be a problem of workload on air traffic controllers (ATC) than on traffic in general, because smaller aircraft are characterized by smaller wingtip vortices, which significantly reduces the required distance between the sides, thereby increasing the number of sides that can be in the air at the same time and all of them will need to get in touch with ATC, as well as due to bigger number of possible flight levels, vertical separation of such aircraft is greatly simplified, which gives even more room for maneuvers. Nevertheless, in order to reduce the load on airfield lanes, parking areas, runways, a significant expansion of airfields with the addition of new runways will be required, which will lead to very large expenses in the event of a complete replacement of mid-body airliners with narrow-body Jets.

Summary. Small aviation is still a promising part of civil aviation, as well as a space for testing new technologies and creating new concepts in aviation. Today, small aircraft are used for commercial activities in exceptional cases, because its introduction everywhere would have a significant positive impact, mainly on passengers, but airlines will not receive such benefits from this, which in a short time would cover such a radical change in the direction of development. And for states, this promises even greater costs for the modernization, restructuring of airfields and an increase in their number. In general, light aircraft today have a chance to occupy a niche in aviation and, thanks to their advantages, be a competitive type of air transport, and in the context of modern global trends in technology and ecology, such aircraft have more room for development, which will undoubtedly play a crucial role in the future of aviation in general.

References:

1. [Electronic Resource].– Access <https://itc.ua/news/kompaniya-otto-aviation-raskryla-tehnicheskie-harakteristiki-svoego-revolucionnogo-samoleta-puli-celera-500/>(дата звернення: 17.03.2021).
2. [Electronic Resource].– Access <https://www.aircharter.ru/about-us/news-features/blog/types-of-private-jet-and-their-amenities-2017> (дата звернення: 17.03.2021).
- 3.[Electronic Resource].– Access https://www.researchgate.net/publication/268814067_Advanced_Lightweight_Aircraft_Design_Configurations_for_Green_Operations (дата звернення: 17.03.2021).
4. [Electronic Resource].– Access https://www.youtube.com/watch?v=E38cc-4TvX8&ab_channel=SkyshipsEng (дата звернення: 17.03.2021).

5. [Electronic Resource].—Access <https://www.airlines-inform.ru/commercial-aircraft/boeing-737-800.html>(дата звернення: 17.03.2021).

ТЕОРЕТИЧНІ АСПЕКТИ РЕВЕРСИВНОЇ ЛОГІСТИКИ

Руденко В.О.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Литвиненко С.Л., к. е. н., доц.

Вступ. Екологічне наповнення реверсивної логіки (РЛ) визначається забезпеченням руху товарів і тари від різних груп споживачів до різних груп виробників, з метою їх перероблення або коректної утилізації. А отже, найбільш повним та адекватним визначенням РЛ слід визнати розуміння її як процесу планування, реалізації та контролю логістичних товарних потоків, які при зворотному розподілі готової продукції обов'язково повертаються зі сфери обігу та споживання, з метою відновлення їх цінності чи коректної утилізації.

Постановка проблеми. Слід визнати, що РЛ безумовно є невід'ємною складовою логістичного управління, що визначається гарантійним та постгарантійним обслуговуванням. У відповідності до визначення Д. Ламберта та Дж. Стока РЛ є функцією логістики у поверненні продукції, забезпеченні рециклінгу, ресурсозбереженні, а також заміні матеріалів, їх відновленні та повторному використанні. У США існує Рада логістичного менеджменту, яка визначила, що РЛ є процесом, завдяки якому компанії можуть підвищити загальну ефективність захисту навколишнього середовища за рахунок перероблення та повторного використання матеріалів, зменшити використання матеріальних ресурсів. Ця рада визначила ряд видів зворотних потоків товарів з точки зору їх подальшого (вторинного) використання: реконструкція (очищення та ремонт продукту для повернення його до стану, готового до використання споживачем); ремонт (подібний до реконструкції, проте вимагає більшого удосконалення виробу); повторне виробництво (схоже на оновлення, проте передбачає більшу повноту та масштабність роботи); перепродаж (товар може бути повторно проданий, як новий, за акційною ціною, на розбір або використання подетально).

Висновки. Отже, основною метою РЛ є удосконалення логістичної діяльності підприємства завдяки вторинному використанню повернених ресурсів, чим підвищується ефективність виробництва, імідж компанії як екологічно свідомої та зменшують виробничі витрати.

Список використаних джерел:

1. Тарановська Ю. М., Янчук Т. В. Сутність та значення реверсивної логістики в сучасних ринкових умовах // Східна Європа: економіка, бізнес та управління. – 2018. – № 17. – С. 17-20.

2. Розробка та впровадження системи рециклінгу на підприємстві [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://ela.kpi.ua/bitstream/123456789/35485/1/Trygub_bakalavr.pdf

ПОТРАПЛЯННЯ ПТАХІВ У ДВИГУН ЛІТАКА (ЕТАП РУЛІННЯ)

Старожук А.К.

Національний авіаційний університет, Київ

Вступ. Найбільшу небезпеку представляє попадання птахів в двигун, це може спричинити деформацію лопаток на різних ступенях компресора, після чого можливе їх руйнування і відмова двигуна, в деяких випадках навіть його загоряння.

Постановка проблеми. За даними Міжнародної організації цивільної авіації (ICAO), у США за рік стається близько 13 тисяч зіткнень птахів з літаками. У світі в період 2011-2014 років сталося понад 65 тисяч таких випадків – і ця цифра зростає з кожним роком разом із зростанням кількості авіаперевезень.

Найчастіше через зіткнення з птахами пошкоджуються двигун і крило літака, на ці частини конструкції припадають більше 40 відсотків всіх випадків. Рідше – лобове скло, антена радіолокатора, фюзеляж, стабілізатор, фара і шасі. Приблизно в трьох відсотках випадків потрапляння птаха у двигун він виходить з ладу, а це загрожує величезними фінансовими збитками. За оцінками міжнародних експертів, щорічний збиток світової комерційної авіації від зіткнень з птахами становить до 1,2 мільярда доларів. Найбільш небезпечні для літаків зграєві птиці – гуси, журавлі, чайки, горобці, шпаки і граки (табл. 1.).

Таблиця 1.

Технологічні дії диспетчера при попаданні птаха у двигун ПК

№	Опис
1	Потрапляння птаха у двигун
2	Отримати інформацію від екіпажу про наявну ситуацію.
3	Підтвердити інформацію о потрапляння птаха
4	Повідомити КПК місцезнаходження, зафіксувати час
5	Перевірити встановлення КПК сигналу «Лихо»
6	Доповісти керівника польотів (КП) про виникнення ОВП на борту ПК
7	Уточнити подальші наміри КПК
8	Підтримувати екіпаж необхідною інформацією

Висновки. Найбільше поширення отримали акустичні установки, які імітують крик птахів при небезпеці. Також широко використовуються пропанові гармати, що видають звук, схожий на постріл. Деякі аеропорти розводять хижих птахів, таких як наприклад сокіл.

Список використаних джерел

1. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.airinme.com/ua/blog/historic-places/nebezpecny-the-gate-for-Itake-in-power/> (дата звернення: 17.03.2021).
2. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://ua.korrespondent.net/world/russia/4130142-avariia-a321-chomu-ptakhy-zbyvauit-litaky> (дата звернення: 17.03.2021).

ЕКОЛОГІЧНА БЕЗПЕКА СУЧАСНИХ АЕРОПОРТОВИХ ТЕХНОЛОГІЙ

Яретик Д.В.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Личик В.І, ст. викладач.

На сьогоднішній день екологічне становище планети переживає не найкращі часи. Сучасні аеропортові технології, які пов'язані з обслуговуванням повітряних суден (ПС) та використанням авіаційної наземної техніки (АНТ) в аеропорту, також мають негативний вплив на екологічну обстановку аеропорту. Погіршують екологічну безпеку відходи мастил, спеціалізованих рідин, добавок та хімічних сполук, робота АНТ на шасі автомобілів з бензиновими та дизельними двигунами, відходи з борту ПС тощо.

За підрахунками міжнародних експертів та спеціалістів, діяльність авіації продукує 1,5–2% викидів вуглекислого газу (CO₂) та інших небезпечних хімічних речовин і сполук по відношенню від загального світового викиду цих компонентів. Експерти, в галузі екобезпеки авіації, оприлюднили рейтингові показники стосовно світових викидів в результаті роботи різних виробничих галузей та місце авіаційного транспорту в ній [1,3]. Авіаційна галузь становила 13% викидів CO₂ у співвідношенні до глобальної системи викидів та 3% — у співвідношенні до загального обсягу викидів CO₂ на просторах Європейського Союзу. В свою чергу постійні дослідження дали змогу встановити, що за вищезгаданий період, діяльність Європейської авіаційної транспортної системи спричинила 22% викидів вуглекислого газу у співвідношенні до Глобальної авіаційної транспортної системи [3].

Сьогодні, в середньому, крупним аеропортам-хабам вдається скоротити прямі контрольовані викиди CO₂ на 20-40%.

Як наслідок процесу викидів небезпечних речовин, зокрема в результаті згорання палива, відбувається формування нових екологічно-небезпечних, газоподібних, рідких та твердих речовин, які є похідними від хімічних елементів, поєднань та утворень, що містяться як у складі вхідного палива, так й у складі вихідного палива, і вже як результат у складі атмосферного повітря. Однак, все ж таки найбільшою небезпекою в даному випадку є зміни фізичних, хімічних та біологічних характеристик екосистеми, порушення ходу природних біологічних процесів, утворення стійких до мікробіологічного розщеплення ще більш токсичних сполук, в яких містяться канцерогенні та мутагенні складові.

АНТ, яка використовується в технологіях наземного обслуговування, та автотранспорт для сполученням з містом замінюється на електрокари або працює на біопаливі. Багато аеропортів переходять на енергозберігаючі технології наземного обслуговування, використовують альтернативні джерела енергії, встановлюють сонячні панелі. Наприклад, в аеропорту Цюриха (Швейцарія) їх площа становить 6 тис. кв. м. [2]. Для оптимізації витрат аеропорти замінюють освітлення на світлодіодне та встановлюють різноманітні системи збереження енергії.

Вдосконалюються системи накопичування відходів та сміття в аеропорту та розробляються програми для впровадження переробки відходів.

Забезпечення екологічної безпеки являє собою рішення комплексу завдань і реалізацію механізмів запобігання або мінімізації негативного впливу джерел забруднення на навколишнє природне середовище. Саме законодавча сторона, має найбільший вплив на забезпечення екологічної безпеки в цивільній авіації, так як забезпечує впровадження конкретних заходів з метою зменшення шкідливого впливу ПС на атмосферу та системний моніторинг, оптимізацію та контроль кількості польотів та оснащення повітряних суден. Суттєвим фактором контролю аеропортових технологій на екологічну безпеку є впровадження таких систем державного регулювання як сертифікація та ліцензування, проведення яких встановлено державним законодавством, міжнародними стандартами та вимогами ICAO [4].

Основним принципом екологічної стратегії аеропорту є програма по захисту клімату, за якою встановлено, що кількість споживаної аеропортом енергії повинна постійно скорочуватися.

Разом з тим, дана стратегія націлена на зменшення викидів шкідливих газів за допомогою використання альтернативних джерел енергії. Слід зазначити, що для досягнення певної екологічної стабільності необхідна комплексна екологічна стратегія: починаючи від переходу на поновлювані джерела енергії і закінчуючи розведенням бджіл поблизу аеропорту.

Підводячи підсумок наведеної вище інформації, можна зробити висновок, що теоретичний аналіз нормативних вимог та різних поглядів на проблему екологічної безпеки сучасних аеропортових технологій показує, що для її вирішення потрібен комплексний підхід, під яким слід розуміти комплекс заходів (перш за все правових), а також людські та матеріальні ресурси, інноваційні розробки, сучасні технології, альтернативні джерела енергії, альтернативне паливо, наукові дослідження у напрямку захисту довкілля аеропортів від небезпечних для навколишнього природного середовища факторів, що базується на певному, заздалегідь визначеному у міжнародних та національних правових актах, рівні небезпеки, скеровується та утримується на такому рівні, або знижується далі шляхом визначення (моніторингу) мінімальних вимог (стандартів) екологічної безпеки.

Список використаних джерел:

1. Екологія та навколишнє середовище в Аеропорту. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://ecotech.news/ecology/257-аеропорти-та-екологія-поєднати-пероєднуваче.html>
2. Визначення негативного впливу діяльності аеропорту на довкілля та розробка заходів для його зниження. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.econa.org.ua/index.php/econa/article/view/358>.
3. Екологічна безпека в авіаційній галузі: сучасні проблеми та шляхи їх розв’язання.. [Електронний ресурс].http://natureus.org.ua/repec/archive/1_2019/6.pdf.
4. Нормування забруднення атмосферного повітря при експлуатації об’єктів цивільної авіації (інструменти для декарбонізації авіаційного транспорту). [Електронний ресурс]. Режим доступу: [https://necu.org.ua/wp-content/uploads/2018/11/Airport air pollution](https://necu.org.ua/wp-content/uploads/2018/11/Airport_air_pollution). NECU_2018.pdf.

DESIGN, MAINTANANCE AND DIAGNOSTICS OF AIRCRAFT AND GAS TURBINES

CIVIL AVIATION AUTHORITY OF NIGERIA

Anyim Iheanyi Micheal

National Aviation University, Kyiv

Scientific Supervisor – Gvozdetzky I.I., PhD, Associate Professor

Introduction. Nigeria is located in the western part of Africa with over 209 million people, having 36 states with 524 native languages, with English being the Official language. Now talking about Nigeria Civil Aviation Authority (NCAA) was established in 1999 but was passed into Law in 2006 by the Nation Assembly and was approval by the President of the Federal Republic of Nigeria the same year.



Why is CAA Important in Nigeria? The CAA helps to improve the aviation safety standards in the local and international Airports and aircrafts of Nigeria because it is the biggest country in Africa with a lot of international and local trade among different countries in Africa, Asia, Europe and many more[1].

Local and International Airports in Nigeria. Nigeria has 31 Airports both Local and International and all of them are

involved in intense operation today for passenger and cargo transportation.

11 main International Airport lacated in states/capitals are (Sokoto, Port Harcourt, Kaduna, Enugu, Kano, Jigawa, Delta, Kebbi, Ilorin, Lagos, Abuja).

Lagos located in Ikeja, Lagos State, Nigeria, and it's also one of the biggest airport in Nigeria (Murtala Muhammed International Airport) with 27 different Airlines and over 42 (countries) destination and also having the longest runway in Nigeria. **Abuja** (Nnamdi Azikiwe) **Airport** named after the first president of Nigeria, it's one of the biggest airport which is the busiest airport in Nigeria. **With 20 Local Airport** in Nigeria we have over 14 airlines. Main or most popular airlines are (Ank Air, Air Peace, Kabo Air, Dana Air, Allied Air, Max Air and Azman Air).

History of civil aviation in Nigeria.

First airport in Nigeria Mallam Kano International Airport is the oldest in Nigeria, and the first aircraft that landed in Nigeria was in Kano in 1922.

The first aircrafts based at this airport were small and powered by piston engines. These aircrafts did not require long run ways.

The most famous and respected personalities among Nigerian aviators are the



first female pilot **Chinyere Kalu**, born in 1970 (age 51 years) who has worked with different types of passenger aircraft in Nigeria for over 20 years with different airlines and Past President of ICAO (1 January 2014, to 31 December 2019) **Dr Olumuyiwa Benard Aliu**.

He was born on the 13th of April 1960 in Nigeria. Did his primary and secondary school also in Nigeria and then travelled to Ukraine, to get his, PhD in Aeronautical Engineering, in Kiev's Institute of Civil Aviation Engineers [2].



Olumuyiwa Benard Aliu do not forget his, Alma mater – NAU and visited to University for several times having both local and International awards: African Airlines Association (AFRAA) in

the year 2011; African Aviation Leadership Achievement Award, 2010.

Modern state of Nigeria civil aviation. Today Nigeria has a modern civil aviation. Fourteen aviation companies operate here, which have quite modern aircraft fleet such as Boeing 777, 737-700 NG, Regional Jet CRJ 400/900, Dash 8-400Q, Business Jet/Turboprop, Helicopters, B777. They annually transport tens of thousands of passengers both to European capitals and many countries in Asia and Africa, the

United States and Canada. These airlines employ 130 licensed pilots in accordance with the ICAO requirements of 2343 Cabin Crew Licence. There are also 1659 Aircraft Maintenance Engineer's Licence with validation and technicians working here. They perform the entire range of maintenance and repair of modern aircraft. Air traffic control in Nigeria's airspace is provided by about thousands of licensed air traffic controllers and Aircraft Dispatchers' Licence.

References

1. Access mode: <https://ncaa.gov.ng/#:~:text=About%20NCAA-.Nigerian%20Civil%20Aviation%20Authority%20is%20the%20regulatory%20body%20for%20aviation.the%20Federal%20Republic%20of%20Nigeria.>
2. Access mode: <https://www.icao.int/Newsroom/News%20Doc%202013/CV%20of%20Dr.%20Olumuyiwa%20Benard%20Aliu%20of%20Nigeria.pdf>

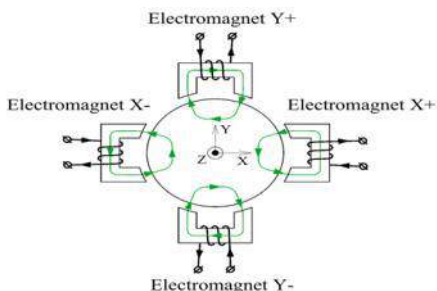
ACTIVE MAGNET BEARINGS

Nicholas Nwaribe

*National Aviation University, Kyiv
Scientific supervisor – Gvozdetzky I.I., PhD, Associate Professor*

Introduction A magnetic bearing is a form of bearing that uses magnetic levitation to support a load. Moving parts are supported by magnetic bearings without any physical contact. For example, they can levitate a spinning shaft and allow relative motion with very little friction and no mechanical wear. Magnetic bearings support the highest speeds of any kind of bearing and have no maximum relative speed.

Principle of operation A full radial magnetic bearing may be used to stabilize



the shaft of a rotating machine, can be seen in the diagram below (aircraft engine rotor). The rotor is controlled by two control axes (X & Y), each with a pair of electromagnets pulling it in opposite directions. All industrial AMBs employ a bias flux to linearize the force current relationship of the actuator. The bias is generated in the bearing of Figure 2 by passing a steady bias current through the all of the coils.

The MBC adds a control current to adjust the net current up or down from the bias level as needed to maintain desired position.

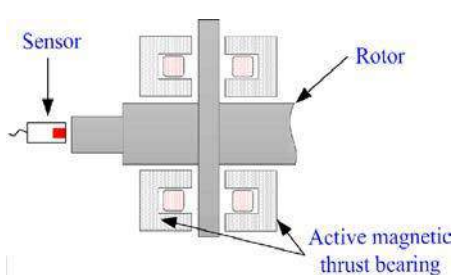
Design An active magnetic bearing works on the principle of electromagnetic suspension based on the induction of eddy currents in a rotating conductor [1]. As the electrically conductive material moves in the magnetic field, a current is induced in the material that counteracts the change in the magnetic field (known as Lenz's Law). This generates a current that will result in a magnetic field that is oriented opposite to

the one from the magnet. The electrically conductive material thus acts as a magnetic mirror.

Active magnetic bearings in aircraft engines A full radial magnetic bearing may be used to stabilize the shaft of a rotating machine, can be seen in the diagram below (aircraft engine rotor). The rotor is controlled by two control axes (X & Y), each with a pair of electromagnets pulling it in opposite directions. All industrial AMBs employ a bias flux to linearize the force current relationship of the actuator. The bias is generated in the bearing of the Figure by passing a steady bias current through the all of the coils. The MBC adds a control current to adjust the net current up or down from the bias level as needed to maintain desired position.

Axial support bearing Electromagnets in a form of non-removable ring located on both sides mounted on the shaft of the thrust disk. The electromagnets are fixed to the stator. Thrust plate is mounted on the rotor (for example, by shrink fitting). Axial position sensors, usually located at the ends of the shaft.

Factors to consider when calculating for magnetic bearings



When calculating for the AMB several factors should be considered: the air gap is needed in order to prevent collision with casing; the rotational speed needs to be calculated in order to calibrate the sensor signal; the electro-magnetic force depends on the loop count, the current, the wire size, and the presence of an iron core.

Benefits: Energy efficient: Their low power losses allow machines to attain faster running speeds, higher efficiency and longer service life than traditional bearings. AMBs can also be used under harsh environmental situations, including extremely low temperatures, zero gravity and corrosive environments. AMB systems don't need lubrication systems, making them virtually maintenance-free, reducing initial costs as well as operating and maintenance costs [2].

Limitations: Loses: The eddy-current losses (P_e) arise when the flux density within the iron core changes. A compact core acts like a short circuit winding and generates large eddy currents. The eddy-current losses can be reduced by dividing the iron core in insulated sheets, or in particles (sinter cores). **Precision:** Active magnetic bearings levitate an object, rotating or not, with feedback control of measured displacement sensor signal. The performance of AMB systems is therefore directly affected by the quality of a sensor signal. **High temperature:** In order to utilize the full advantages of active magnetic bearings, operation in gas turbine and aircraft engines requires that the magnetic bearing should work properly at high temperatures quite successful, but the long-term exposure to high temperature needs further research, as the actual results are not yet convincing [2].

Conclusion. The active magnet bearings have several advantages when compared to other bearings. Since they have been discovered they have brought a lot of benefits to the manufacturing sector. The active magnetic bearings work by suspending a rotor or shaft using electromagnetic forces. Due to the use of electromagnetic force, wearing and frictional forces are absent. These bearings also allow for quiet and environmentally friendly operation due to absent of friction and oil evaporation. The active magnet bearings today aren't used in aircraft engines but research is still being conducted to further optimize them for aircraft engines.

References

1. Access mode: <https://www.calnetix.com/resource/magnetic-bearings/advantages-magnetic-bearings>
2. Access mode: <https://www.waukbearing.com/resources/bearing-knowledge/how-active-magnetic-bearings-work>.

ACCELERATION THE AIRCRAFT REFUELING SPEED USING THE NEW CONDUCTIVE SEALING MATERIALS

Zavgorodnia S. A.

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor – Dovhal A.G., PhD, Associate Professor

Introduction. The static electricity is the most crucial hazard of the big volumes of fuel transfer from one custody into another. So its research will be urgent either in civil aviation or in military aircraft operation [1].

Problem issue. The static charge is to be removed or at least prevented during any transfer processes of petroleum products including the aircraft fuels. Typical examples of accumulation are illustrated in Fig.1. Static fuel discharge can result an ignition [2].

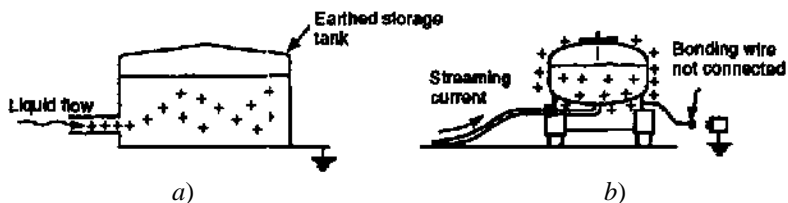


Fig. 1. Charge Accumulation on Low Conductivity Liquid in Storage Tank. (a) Charge Accumulation on an Insulated Conductor Rubber Wheels of Refueller (b).

So the rubber hose is an insulator, and it does not remove the static charge and even improves it during the fuel flow. The steel pipe can not be made as one integral section and requires elbows and curvatures to lead it in place precisely, thus the pipe to pipe bonding is necessary Fig. 2. Adjustable steel bar should have the sealings.

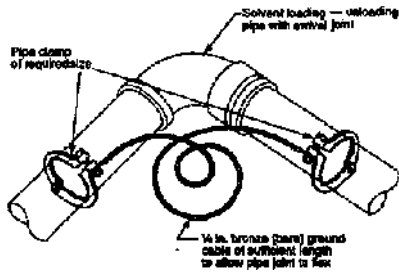


Fig. 2. Pipe Grounding Jumper for Movable Bars.

The swivel joints are made of non conductive materials, as well as all gaskets for sealing of easy splittable joints, so as the stuff sealing of metallic surfaces is impossible.

Research results. So in order to eliminate the static charge accumulation, the joints of pipes and hoses are to be sealed by conductive gaskets. So the conductive sealing materials of Unites States brand AV-DEC (Aviation Devices and Electronic Components) are selected for unified aircraft refuelling adapters. First of all the static resistance of seleted materials was tested. (Fig. 3). However some of them are to be conductive in order to remove the static charge (Fig. 3.) and some of them are to be insulators in order to block the static charge dissemination (Fig. 3).

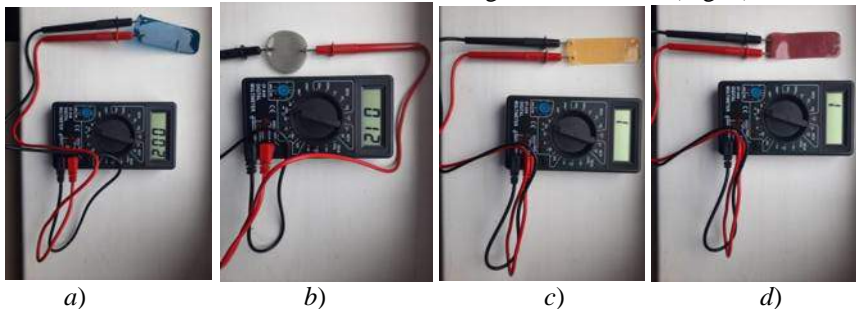


Fig. 3. Gaskets Materils Resistance Static Measure: *a* – HI-TAK Polyurethane Conductive Gasket standard antenna gasket material (AG XXXXXX-YY) US Patent No 6,530,577; *b* – HI-TAK Polyurethane Connector Gasket Material US Patent 6,530,577 (AD 2740X-YY-ZZ); *c* – HI-TAK TAPE MPN: HT3935-7FR flame retardent US Patent 6,530,577; *d* – HI-TAK Tape: HT3935-7 US Patent 6,530,577.

So the testing result are following in static (unloaded) state the conductive materials (fig. 3.) has the resistance 2 and 12 Ω respectively, and insulating materials has infinitively big resistance (fig. 3).

Summary. Static resistance check is preliminary to dynamic (loaded) resistance check modeling the gasket state in the aircraft refueling adapter. It will enable development the recommendations of gasket manufacture for this firm and it will be the subject of investigation of my future master thesis.

References:

1. Zavgorodnia S. A. Upgrading the aircraft refueling speed using the new conductive sealing materials. / " POLIT.Challenges of science today,. Тези доповідей XX міжнародної науково-практичної конференції молодих учених і студентів. 1-3 April 2020. - К.: 2020. - С. 36-37.
2. EN 12312-5:2005+A1:2009: Aircraft ground support equipment - Specific requirements – Part 5: Aircraft fuelling equipment. . – CEN: 2009, – 40 p.

ANALYSIS OF THE EFFICIENCY OF A GAS TURBINE UNIT WITH TWO-STAGE COMPRESSION

Pikul Marina, Otroshchenko Volodymyr

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor – Volianska L., PhD, Associate Professor

A promising direction in the development of the power engineering is the use of energy-saving technologies based on gas turbine units, which can significantly increase the efficiency of using fossil fuel. In a number of cases, the operation of a gas turbine unit is carried out at modes below the optimum in terms of efficiency. Therefore, the economic efficiency of the unit is of great interest. During the last years, gas turbine efficiencies were successfully improved by raising the compressor pressure ratio and the turbine inlet temperature. The challenge of constantly improving the gas turbine efficiency by these methods has reached a critical moment, raising of the compressor pressure ratio and the turbine inlet temperature ran up to the limit [1]. A high level of these parameters require the using of new expensive durable heat-resistant materials.

A cycle with multistage compression and intermediate air cooling in the compressor is analyzed. Intercooling is obtained by placing a heat exchanger between the low and high pressure compressors, allowing the inducted air to be cooled between compressions, reducing the compression work (Fig. 1).

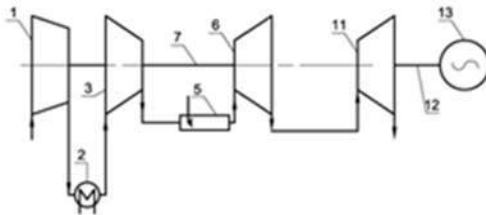


Fig. 1. Scheme of gas turbine plant with

intercooling. Intercooling has some positive and some negative effects on the efficiency. The major effect is the reduction of the compression work and the lower temperatures of the compressed air limit [2]. On the other hand, more fuel is needed to maintain the fixed

turbine inlet temperature since energy is lost as heat in the intercooling.

The aim of the study is to optimize the parameters of a two-stage compression engine with intercooling. For this purpose gas-turbine drive AI-336-1/2-10 was taken as based gas turbine plant and its parameters are considered. The ambient temperature,

the temperature in front of the turbine and the pressure ratio affect the optimum values of useful work and efficiency. The temperature in front of the turbine and the pressure ratio increase leads to high the efficiency of the plant. However, the higher pressure ratio the lower temperature of the gases downstream of the compressor turbine. A decrease in the temperature of gases behind the compressor turbine leads to a decrease in the efficiency of the power turbine. Obtaining maximum work with these parameters compensates the lower efficiency, compared to the basic cycle.

A two-stage compression system with inter-cooling is considered. The pressure ratio optimization was carried out at the maximum temperature in front of the turbine (1300 K). Thermodynamic calculation of the gas turbine thermal scheme unit was carried out with computer software Mathcad.

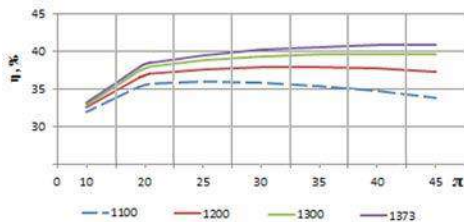


Fig. 2. Efficiency versus pressure ratio.

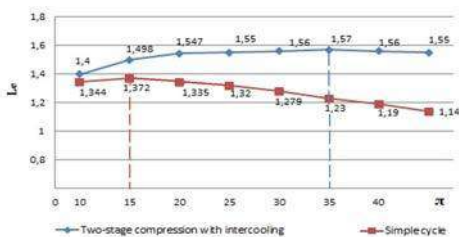


Fig. 3. Useful power versus pressure ratio.

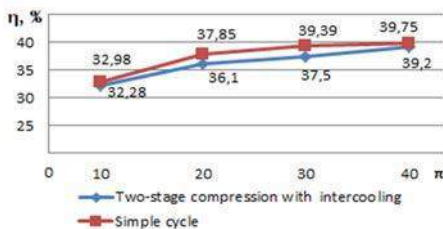


Fig. 4. Efficiency of gas turbine unit with intercooling versus pressure ratio.

The analysis of the obtained dependences shows that optimal value of pressure ratio is different **for effective work and efficiency** (Fig. 2, Fig. 3).

Thus, optimal pressure ratio according to maximum cycle work and to maximum efficiency in the gas turbine plant are between the values pressure ratio corresponding to the maximum work and the maximum efficiency. In this case, increasing the overall efficiency by reducing the cycle work becomes ineffective. The relative increase in the overall efficiency is less than the relative decrease of the gas turbine effective work. Increasing the pressure increases the overall efficiency at a given maximum temperature, but increasing the pressure ratio, more 35 can actually reduce the overall cycle efficiency.

Calculations show that the optimal value of pressure ratio is 35.

With this parameter, useful power is maximal, with a slight decrease in efficiency.

References:

1. Теория авиационных газотурбинных двигателей / Ю.М. Терещенко, Л.Г. Волянская, Н.С. Кулик, В.В. Панин - К.: Книжкове вид-во НАУ, 2005. – 500 с.
2. Моляков В.Д., Осипов М.И., Тумашев Р.З. Повышение эффективности режимов работы газотурбинного двигателя // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2006. № 3. С. 80-95.

PREPARATION OF GEOMETRIC DATA FOR 3D PROTOTYPING

Momotenko R., Terzi A., Vlasenko Y.

National Aviation University, Kyiv

Scientific adviser - Pavlenko P., PhD, Associate Professor

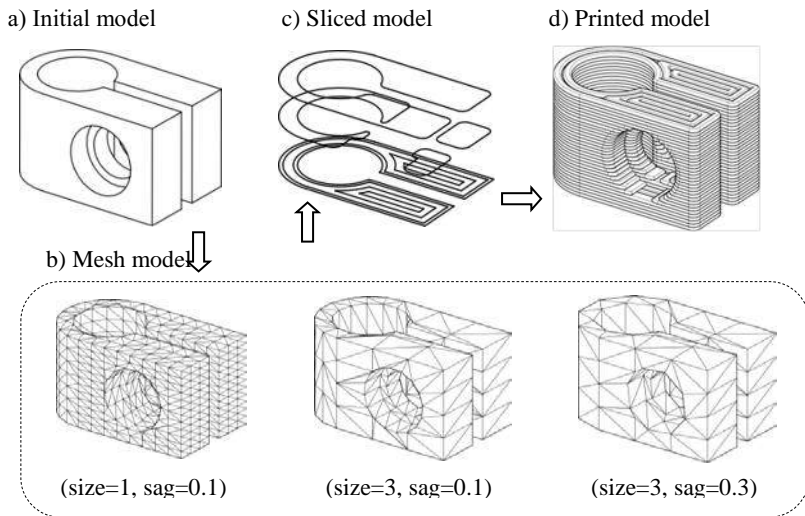
Despite the presence of high-tech CAD/CAM/CAE-systems, the problem of exchanging engineering data, primarily the structural elements of models, remains at this time not fully resolved. Both open data formats, such as STEP, IGES, etc., and polygonal STL formats, etc., do not solve the problem [1]. Of course, these problems increase as the complexity of product models grows, but they also exist when using 3D prototyping technologies [2].

In this report, the authors considered the influence of the parameters of the tessellated geometry on the accuracy of the resulting model, made on a 3D printer.

The STL and 3MF (aka 3D Manufacturing Format) formats are widely used for storing three-dimensional models of objects and transferring them in geometric data to equipment for rapid prototyping.

Three-dimensional geometry in leading 3D CAD systems is described by high-order surfaces, and during triangulation, the surface of the model is divided into small triangles - facets. Each facet is described by four datasets: the X, Y, Z coordinates of each of the three vertices, and a normal vector that describes the orientation of the facet, pointing outward of the model. For all layer-by-layer systems, it is necessary that the 3D model be "cut" in horizontal "slices" so that later it will be possible to reproduce its geometry in the form of a physical model layer by layer. Modern preprocessors made life easier for the calculator and began to work very efficiently with the STL format as an input geometry. The preprocessor creates a new mesh on STL geometry based on the mesh parameters specified by the calculator. First, a surface mesh is created, and then a volume mesh is created. This algorithm works reliably with a properly prepared STL file. Most modern CAD systems automatically create STL files from solid geometry. 3D solid data is converted to a polyhedral mesh of triangles and saved in an STL file. Models with too low or high resolution can cause problems in 3D printing and lead to unexpected results. So, for example, we created a low resolution STL file. Such 3D models will never provide us with the required surface quality, and, therefore, the print result will be unsatisfactory. Low resolution means that the triangles in the STL file are large and small. This will result in "pixel" or polygon printing. However, some people strive for this and create

amazing 3D models in the LowPoly style. STL file with very high resolution. A file with this resolution will be "large" in size, which will not allow it to be opened at the stage of preparation for printing, and this extreme level of detail will not allow a 3D printer to print our model. However, if you need to have a highly detailed result, and especially with small dimensions, then you will need to work here. This task requires the selection of model approximation parameters taking into account the characteristics of the technological equipment (die diameter of the print head nozzle, layer thickness, positioning accuracy). The figure shows a flowchart for evaluating the final accuracy of a physical prototype after printing. An experiment is planned, in which the parameters of the tessellation of the model size - the maximum allowable size of the side of the polygonal mesh, and sag - the allowable deviation of the mesh from the real model on curved sections are selected as controlled variables. In some design systems [3], the angular measure (the largest allowable angle between the tangent to the surface of the part and the plane approximating this part of the facet) is used as a parameter to control the accuracy of tessellation. This method allows you to equally accurately describe curved sections of different scales. However, for small elements, the density of grid nodes becomes much higher.



The dimensions of the manufactured sample were used as a measured parameter. The objective function was defined as the standard deviation of the controlled dimensions from the mathematical model. The samples were grown on a Creality Ender 3X 3D Printer. Product material - PLA plastic (Monofilament). As a result of the analysis of a series of experiments, dependencies were obtained that make it possible to determine the parameters of the grid model in order to obtain the optimal values of the accuracy of the printed model.

References:

1. Kasik D.J., Buxton W., Ferguson D.R. Ten cad challenges // IEEE Computer Graphics and Applications. 2005. (25). C. 81–92.
2. NURBS-based and parametric-based shape optimization with differentiated CAD kernel // Computer-Aided Design and Applications. 2018. № 6 (15).
3. STL, 3D Manufacturing Format, and Additive Manufacturing File Export Options [Electronic resource]. - Access mode: http://help.solidworks.com/2018/english/SolidWorks/sldworks/HIDD_STL.htm

PROCEDURE OF EDITING EXISTING POLYGONAL MODELS BY SOLIDWORKS SYSTEM

Rohozhyna N., Samoilenko I., Meleshko K.

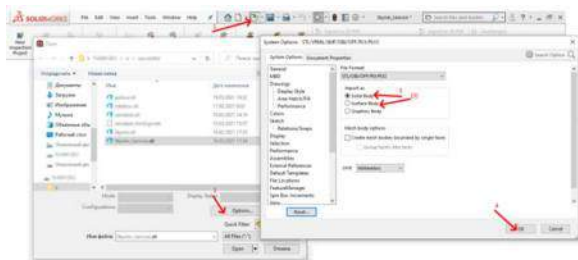
National Aviation University, Kyiv

Scientific adviser – Pavlenko P., PhD, Associate Professor

The ability to use 3D printing technology directly depends on the quality of the input geometric model. It is usually difficult to see small defects, missing triangles, convex and other deformations of the grid in slicers [1]. There are online services stlfixers that fix network models. They quickly fill in defects, but are limited by the size and number of triangles of the model. In this case, slicers "do not see" the smallest holes in the grid or one / two triangles that protrude beyond the shape of the part, such defects are simply not printed, so in most cases stlfixers are quite enough.

To eliminate significant defects or to make changes in the geometry of the model, the following sequence of actions is proposed using solid-state design tools.

The first step is to check the geometric model. The model is opened in the slicer program and the layer-by-layer printing process is checked. This procedure allows you to understand the defects in the model and what points will need to be addressed. Next, the polygonal model opens in the SolidWorks system, while immediately converting it into a solid (or, if necessary, a surface body). The sequence of actions in the system is shown in the figure below.

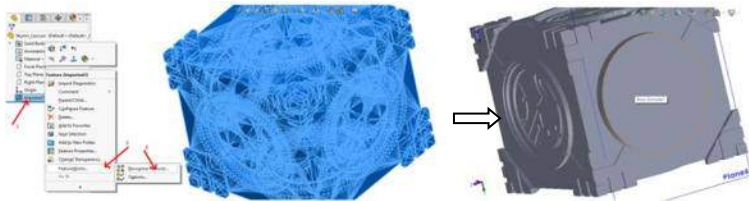


The next step is to recognize the basic geometric components of the model. The process of recognizing geometric components can take a long time, so it is desirable to use a powerful processor. Instead, operations such as extrusion, rounding,

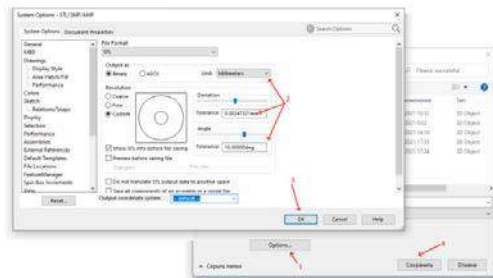
and chamfering are now available, and you can edit the dimensions of the parameterized model.

It should be noted that in some cases the system cannot recognize the elements of the model and the automatic recognition operation may end with an error message. In this case, you should choose the faces for recognition yourself. Then editing the model becomes a bit more difficult.

Then, since the model is now solid, it is possible to use existing vertices of triangles to construct planes and sketches. In some cases, planes parallel to the screen are created to simplify constructions (so as not to move the model to the origin and not to create planes depending on it).



Then, with the help of basic operations, solid elements are created that allow fixing the shortcomings of the initial model. The image above shows an example in which the relief is removed from the face, which is used as the basis of the model during printing. In addition, the thickness of the protrusion is aligned with the side inserts, to eliminate the need for unnecessary support in the printing process. Very often there is a need to scale the model. Slicers also have this function, but the scaling in them is controlled only by the external dimensions of the model. The use of a solid model makes it possible to scale individual elements and use an uneven scale. The next step is to save the model in STL format, controlling the quality of the result.



The disadvantages of using SolidWorks to prepare models for printing include certain limitations on the complexity of the model, and the peculiarities of working with solid mesh models, in which, for example, cylindrical surfaces are represented as faceted instead of continuous (smooth). The latter, however, in no way limits the possibility of using other tools of the system to prepare the model.

References:

1. 2021 Best 3D Printer Slicer Software [Electronic resource]. - Access mode: <https://all3dp.com/1/best-3d-slicer-software-3d-printer/>

**КОНТРОЛЬ ЯКОСТІ, СУЧАСНІ МАТЕРІАЛИ ТА ТРИБО
ТЕХНОЛОГІЇ В МАШИНОБУДУВАННІ**

**METHODS FOR ASSESSING PERFORMANCE OF MODERN COMPOSITE
FILLING MATERIALS FOR DENTAL APPLICATIONS**

**Magdalena Łepicka, Magdalena Rodziewicz, Yurii Tsybrii, Klaudia Nowicka,
Michał Kawalec**

*e-mail: m.lepicka@pb.edu.pl

*Faculty of Mechanical Engineering, Białystok University of Technology, Wiejska 45C, 15-
351 Białystok, Poland*

The formation of dental caries is a dental condition of great importance. Genetic conditions, lack of proper oral hygiene, or the consumption of certain products, affect susceptibility of human teeth to decay. Due to the growing demand for materials for filling cavities, a special interest is given to modern composite materials. The aim of using composite materials in dentistry is to improve the functional properties of dental filling materials, without sacrificing their aesthetics.

As new materials are being developed, attempts are made to establish new or adapt the already existing research methods in terms of assessing the physico-chemical properties of the dental filling materials. The materials used for dental fillings must meet numerous requirements which relate to their functional properties. It is important to provide materials that replace tooth tissues with the properties similar to those exhibited by natural structures. Functional properties, e.g., mechanical properties, working and setting time, or wear resistance, are some of them. In order to check whether a given dental filling meets the basic requirements, various tests are carried out [1]. The conditions of some are strictly defined in the international standards [2]. The crucial aspect of material tests used in medical applications is not only to ensure their repeatability, but also to maintain the possibility of comparing the properties of a given material with the literature data.

In this work, the methods for assessing selected functional properties of dental filling materials will be reviewed. Special attention will be given to techniques applicable for testing dental water-based cements, e.g. glass-ionomers. Selected aspects of mechanical and tribological studies will be discussed with the use of own data, as well as experiences from the conducted laboratory works.

References:

1. Zaleski, K., Matuszak, J. i Zaleski, R. (2018). Metrologia warstwy wierzchniej. Lublin: Wydawnictwo politechniki Lubelskiej. 90-101.
2. EN-ISO 9917-1 Dentistry - Water-based cements. Part 1: Powder/Liquid acid-base

cements. International Standards Organization.

Acknowledgements:

This work was financially supported in the frame of the project “Advanced Biocomposites for Tomorrow's Economy BIOG-NET”, FNP POIR.04.04.00-00-1792/18-00, project is carried out within the TEAM-NET programme of the Foundation for Polish Science co-financed by the European Union under the European Regional Development Fund.

**КАНАЛ ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ ВІБРАЦІЙ ДЛЯ
ВИПРОБУВАНЬ ЕЛЕКТРОПОБУТОВОЇ ТЕХНІКИ**

Бібік Д.С., Носко П.Л.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Баишта О.В., канд. техн. наук, доц.

Розглянуте питання розроблення ефективної системи для вібраційних випробувань побутової техніки.

Проведено аналіз сучасних автоматичних систем вібраційної діагностики. Наведено переваги та недоліки різних типів датчиків. Показана доцільність застосування ємнісних датчиків, оскільки вони не є контактними, та водночас мало залежать від умов навколишнього середовища та світловідбиваючої та – поглинаючої характеристики поверхні досліджуваного приладу [1, 2].

Розроблено алгоритм роботи системи, якій передбачає: програмування всіх внутрішніх портів системи; опитування клавіатури, вихідних перемикачів, які дозволяють ідентифікувати обраний режим роботи системи і його параметрів; установка режиму роботи заданого оператором; завдання параметрів вимірювання; авто калібрування; вимірювання (на вхід MUX3 подається сигнал з вимірювального перетворювача); запуск АЦП; запис даних в пам'ять ПК; порівняння результатів з даними зразкових мір, обчислення; отримання результату.

Однією з цілей побудови вимірювального каналу - корекція систематичної похибки вимірювального каналу. В якості методу корекції був обраний метод зразкових мір, так як він є простий в реалізації (можна використовувати два заходи, якщо система лінійна) та дозволив повністю скоректувати адитивні і мультиплікативні складові [3]. Сумарна статична похибка вимірювального каналу. Розрахунками доведено, що сумарна мультиплікативна похибка вимірювального каналу дорівнює 0,14%, сумарна адитивна зведена похибка всієї системи дорівнює 0,05%.

Запропонована інформаційно-вимірювальна система для визначення параметрів вібрації при стендових випробуваннях побутових приладів задовольняє техніко-економічним показникам даного типу систем та дозволяє вирішити задачу вимірювання параметрів вібрації при стендових випробуваннях побутових приладів.

Список використаних джерел:

1. Технические измерения и приборы 3-е изд., пер. и доп. Учебник для вузов./В.Ю. Шишмарёв./– М.:Юрайт ,2020. – 377 с.
2. Измерительные информационные системы: структуры и алгоритмы, системотехническое проектирование. /Цапенко М.П./ – М.: Энергоатомиздат, 1985. – 440с.
2. Сучасні технології вимірювальної техніки. Методичні вказівки. Частина 2./В.П. Бабак, С.Ф. Філоненко, Ю.В. Куц/– К.: НАУ, 2003. – 64с.

DIAGNOSIS OF BEARING INSTALLATION DAMAGE IN GAS TURBINE ENGINES

Ya. Bovma , O. Bashta

National Aviation University, Kyiv

Scientific adviser - P. Nosko, Ph.D. Sciences, Prof.

The work is devoted to solving the problem of constructing a measuring channel based on an analog interface for diagnosing damage to bearing assemblies in gas turbine engines at an early stage of their occurrence.

The reliability of gas turbine engines (GTE) is due to the durability of elements and components, which during operation are under the influence of mechanical, acoustic, gas and temperature loads.

One of the key components of the gas turbine engine is a bearing assembly, namely a rolling bearing. An important task of practical diagnostics is to improve methods and means of vibrodiagnostics of bearing assemblies in the gas turbine engine at an early stage of damage (defects) based on the construction of a measuring channel with improved metrological characteristics.

To solve the problem of early vibration diagnostics of bearing units of the gas turbine engine, the standard points for measuring vibration parameters were determined and the optimal piezoelectric accelerometer of Brüel & Kjaer type 4378/4379 with metrological characteristics satisfying the operating conditions of measurements was selected. The normalization of vibration parameters of the bearing units of the gas turbine engine is carried out. Analysis of the peculiarities of vibration processes allowed to determine the frequency range of bearing vibrations of the gas turbine engine, which in the operating state is from 100 Hz to 3 kHz.

The measuring channel of early vibration diagnostics of bearing units of GTD on the basis of application of N-channel quadrature tracking notch filters (TNF) and the new charge measuring amplifier is offered [1]. The proposed measuring channel differs from the existing ones by improved metrological characteristics - speed is increased 5 times, signal-to-noise ratio is increased by 55 dB, accuracy is increased 2.5 times (in relation to modern vibration control systems of GTE IB90-СФ).

Using the least squares method, the function of transforming the measuring channel of the system in the form of linear regression is obtained [2]. The budget of the main error of the measuring channel of the system ($\delta_{ad} = 0,042\%$, $\gamma = 0,016\%$, $\sigma =$

0,185%) is made. The calculations prove that the main error of the measuring channel will consist of the sum of random components of the errors of the quadrature TNF and the SCR detector and will not exceed 1%.

The conformity of the developed measuring channel to the requirements of standards, metrological support is determined and the conformity to the declared technical characteristics is confirmed.

On the basis of the carried out researches the modeling complex for carrying out the vibration analysis of rolling bearings for the purpose of revealing of character of damages at an early stage of their occurrence is developed.

The Electronics Workbench software environment simulated a pulse filter, which showed that the frequency response has a significant height of the side "petals" and therefore such a filter is most suitable for reducing network interference when allocating a constant voltage component.

As a result of the research, a new N-channel tracking quadrature notch filter with window overlap coefficient $k = 0.5$ was proposed (Fig. 1), which, due to the reduction of the height of the side "petals" of the filter frequency response by approximately 20 dB, has a higher equivalent quality factor in the operating frequency band.

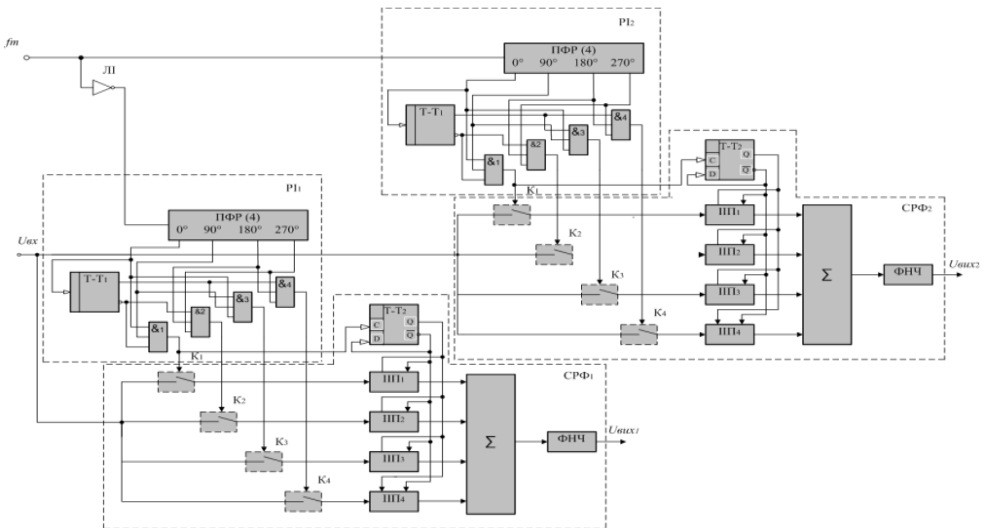


Fig. 1. Scheme of N-channel tracking quadrature notch filter with the coefficient of overlap of "windows" $k = 0.5$; LI - logic inverter; ПФП - divider phase splitter by 4; P_1, P_2 - pulse distributor for 4 with an overlap coefficient $k = 0.5$; CPФ1, CPФ2 - tracking notch filters; TT₁, TT₂ - T-trigger; &₁-&₄ - schemes of logical multiplication; θ_1 - θ_4 - control signals "window"; K₁-K₄ - analog switches; ИП1-ИП4 - iterative integrating converters; Σ - adder; ФНЧ - low pass filter; f_m - clock frequency.

The tools and methods developed in the work can be used in the process of creating control systems and diagnostics of any rolling bearings of rotary machines based on the results of vibration measurements on non-rotating parts.

The area of practical use of the results is the possibility of measuring the vibration parameters of gas turbine engines to diagnose bearing assemblies to determine the nature of the damage at an early stage.

References

1.Patiukov V.H. Fyltratsyia syhnalov chastotnykh datchykov. – Datchyky u systemy №5, 2003. – 2 s.

2.Ornatskyi D.P. Rozrobka analohovoho interfeisu dlia vibratsiinoi diahnostryky pidshypnykovykh vuzliv z pokrashchenymy metrolohichnymy kharakterystykamy / D.P. Ornatskyi, V.V. Dovhan, V.P. Kvasnikov, D.V. Nikitenko // Visnyk Inzhenernoї akademii Ukrainy. – 2018. – №3. – S. 163-166. – ISBN 5-7763- 8361-7.

АВТОМАТИЧНА СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ТЕМПЕРАТУРОЮ У СКЛАДСЬКИХ ПРИМІЩЕННЯХ

Сарабєєв П.І., Башта О.В.

Національний Авіаційний Університет, Київ

Науковий керівник – Носко П.Л., д-р техн. наук, проф.

Розглянуто питання розроблення ефективної автоматичної системи керування температурою у складських приміщеннях мультитемпературного типу класу «А». Проведено аналіз сучасних автоматичних систем керування температурою. Наведено переваги та недоліки систем керування централізованого та децентралізованого типів. Показано, що децентралізований тип має цифрову шину, яка ліпше аналогової, але, у цьому випадку, для кожного датчика повинен існувати свій вимірювальний канал разом з цифровим інтерфейсом. Це значно підвищує вартість системи і робить її економічно нерентабельною для невеликих складських приміщень.

Науково обґрунтована доцільність використання автоматичних систем керування централізованого типу у невеликих складських приміщень, які є більш економічно привабливими та дозволяють забезпечити високі технічні характеристики роботи. В таких системах використовується тільки один мультиплексор із збільшенням вимірювальних каналів. При цьому, основні завдання, які необхідно вирішити, це – забезпечення швидкодії, точності і заводозахисності аналогового інтерфейсу, що виконує функції збору, первинної обробки і передачі в персональний комп'ютер (ПК). Показано, що вирішення цих завдань можливо на основі застосування аналогової шини, в якій аналогова струмова петля використовується для передачі аналогового сигналу по парі проводів в лабораторному устаткуванні та в системах управління.

На рис. 1 представлено узагальнену схему роботи вимірювального каналу. Принцип роботи схеми наступний: датчик вимірює температуру і відправляє її в перетворювач, який, в свою чергу, генерує відповідний сигнал на виході для обробки і відправляє його в аналого-цифровий перетворювач (АЦП). На АЦП аналоговий сигнал перетворюється в цифровий код, який потім подається на мікроконтролер. Мікроконтролер змінює цифровий код і передає ці дані на ПК, де користувач може бачити їх на зрозумілій йому мові [1].

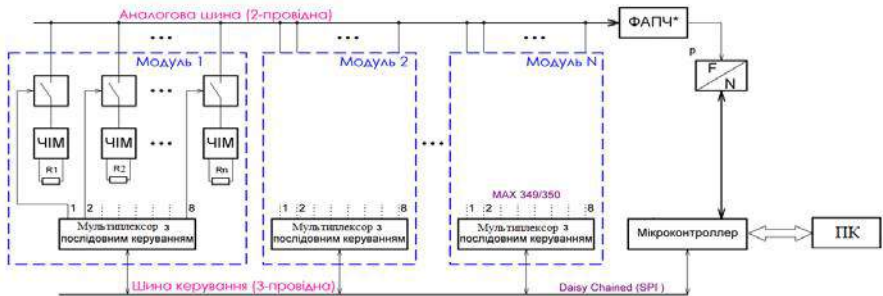


Рис.1. Схема роботи вимірювального каналу: ЧІМ – частотно-імпульсний модулятор; ФАПЧ – фазове автопідлаштування частоти; F/N – перетворювач частоти в код

Розроблено схему роботи автоматичного терморегулятора, яка дозволяє наглядно продемонструвати роботу системи типу «точка-на-точку». Створений алгоритм роботи автоматичного терморегулятора, описано характеристики елементів та принцип його дії [2].

Програмне забезпечення для вимірювання температури створено в IDE Arduino, дані з системи регулювання температури передаються через модулі взаємодії. Arduino зчитує температуру з I2C-датчика температури TC74A0-5.0VAT. Якщо значення поточної температури більше або дорівнює заданій температурі, активується короткочасний сигнал тривоги та вентилятор. Коли температура опуститься нижче встановленої точки, вентилятор вимикається. На РК-дисплеї відображаються поточна температура та задана температура [3].

Вирішені питання зменшення похибки системи автоматичного регулювання, а саме - амплітуди коливання температури в межах уставки. Обґрунтовано, що з метою зменшення похибки амплітуди коливання доцільно використовувати в системі ПД-регулятор і програму пропорційного регулювання. Враховуючи необхідність вимірювання в системі частоти частотно-модульованого сигналу, з метою зменшення основних похибок, рекомендовано похибку завад (шумів) зменшувати за допомогою впровадження фазового автопідлаштування частоти (ФАПЧ); похибку квантування зміни частоти $\gamma_{кв}$ - шляхом використання «системного» методу, який є найбільш точний, заводозахисений і швидкодійний.

На основі проведених досліджень встановлено, що запропонована система автоматичного керування температурою на аналоговій шині має високі технічні характеристики, а саме - в повній мірі задовольняє 3 основним параметрам: швидкодія - час стояння на точці менше 0,1 секунди; системна мультиплікативна похибка (точність системи) не перевищує 0,15%, адитивна приведена похибка дорівнює 0,05% і основна похибка буде похибка самого датчика, який буде використовуватись при побудові такої системи; заводо захищеність знижена з 30% похибки майже до нуля [4].

Тому, застосування автоматичних систем керування температурою із високими техніко-економічними характеристиками є економічно рентабельною та дозволяє для невеликих складів продукції класу «А» значно розширити ринок застосування таких систем.

Список використаних джерел

1. Теоретические основы информационно-измерительных систем: Учебник / В. П. Бабак, С. В. Бабак, В. С. Еременко и др.; под ред. чл.-кор. НАН Украины В. П. Бабака / - К., 2014. – 832 с.
2. Измерительный канал измерительной системы. [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://studfile.net/preview/4415747/page:20/>
3. Термостат с отображением информации на LCD-дисплее. [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://cutt.ly/vzjzSxp5>.
4. Класифікація похибок вимірювань. [Електронний ресурс] Режим доступу: <https://disted.edu.vn.ua/courses/learn/2604>.

DEVELOPMENT OF THE MEASURING CHANNEL OF THE PRESSURE DISTRIBUTION SYSTEM ON THE SURFACE MODEL OF THE AIRCRAFT DURING THE EXPERIMENT IN THE AERODYNAMIC TUBE

R. Marchuk , P. Nosko

National Aviation University, Kyiv

Scientific adviser - Bashta OV, Ph.D. tech. Sciences, Assoc.

The development of modern aircraft construction is impossible without accurate aerodynamic tests (weight, drainage, strain gauge, flutter, bench, calibration), because they: allow to determine the aerodynamic properties of all aircraft and their parts; provide an opportunity to study the basic characteristics of the flow, especially when they are combined with methods of theoretical analysis. At the same time, the statistical analysis of the wind tunnel operation mode shows that the main disadvantages of drainage tests are the outdated and cumbersome system for determining the pressure at points with the help of liquid manometers.

The expediency of using a strain-resistive semiconductor sensor HoneyWell Ultra Low Pressure Sensors, which has indisputable advantages among others, namely: compactness; the measurement range is 0.01% of the atmospheric pressure. To reduce the temperature error of strain-resistant transducers, the efficiency of using

analog compensation devices based on the method of using temperature-dependent resistors is substantiated.

The method of digital error compensation and the possibility of its use during modeling of the measuring channel are investigated. The structural scheme of the measuring channel is developed.

Based on the research, a simplified scheme of a measuring transducer with a system of digital continuous correction of the systematic component of errors was developed [1]. The advantages of the proposed scheme are: high noise immunity (the frequency signals of the functional generator are almost not affected by electrical noise); transmission of a useful signal over long distances almost without errors; the generator has a linear conversion function; the output signals of the generator can be measured directly by the microcontroller.

Developed multipoint computerized IMS to measure the pressure distribution on the surface of the model during the test, the block diagram of the measuring channel is presented in Fig. 1.

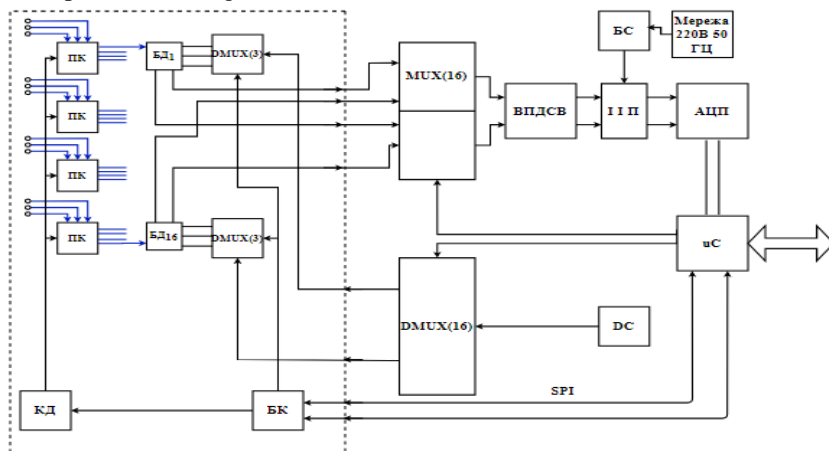


Fig. 1. - Block diagram of the measuring channel

The following symbols are accepted on the scheme: ПК pneumatic switch; БД1-16 - block of sensors (is in MLA); КД - stepper motor (located in MLA); DMUX - Demultiplexer (located in MLA); БК - Control side (located in MLA); MUX - differential multiplexer; ВПДЦВ - measuring amplifier with differential current inputs; ИИП - iterative integrating converter; БС - Synchronization unit; АЦП - to-analog converter; uC – microcontroller; DC - current source

The main component of IBC is its implementation on the basis of a centralized type system with high metrological characteristics, ie, the developed multipoint computerized IBC is not inferior to analogues, which are implemented on the basis of decentralized type architecture.

The process of measuring pressure is based on the principle of time distribution

of channels.

A feature of this scheme is a more complete correction of errors compared to existing counterparts and the ability to increase the number of measuring channels of the system.

Simulation of analog interface for remote measurement [1]. Using the NUMERY software environment, the regression equation of the measurement channel conversion function was determined, which allowed to determine the systematic and random components of the measurement channel error, without taking into account the sensor error.

Analysis of the simulation results showed that the dominant component is multiplicative [2], which does not exceed 0.02%, which is 5 times better than analogues. Since the only random component in modeling is the quantization error, the use of a differential method of measuring the output voltage will significantly improve the metrological characteristics; noise immunity (80 dB) is an order of magnitude higher than existing analogues, with twice the speed (60 ms).

The measuring channel of the pressure distribution system, designed on the basis of strain gauge sensors, can be offered for use not only for testing aircraft models in the wind tunnel, but also in other areas of machine building where it is necessary to know the value of flow distribution.

References

1. Tenzorezystorni vymiriuvalni peretvoriuvach. UA 7279A
2. Implementatsiia zmin zakonodavchoi metrolohii u diialnosti subiektiv hospodariuvannia / V.M. Mokiichuk, O.O. Redko, Marchuk R.M // Standartyzatsiia, sertyfikatsiia, metrolohii ta menedzhment: Tezy dop. III mizhnar. Nauk.-prakt. Konf., 22-23 travnia 2017 roku, m. Kyiv. – K.: DP «UkrNDNTs». – S. 44.

РОЗСІЮВАННЯ МІЦНОСТІ КОНСТРУКЦІЙНИХ АВІАЦІЙНИХ ВУГЛЕПЛАСТИКІВ В ЗАЛЕЖНОСТІ ВІД КОНСТРУКТИВНО- ТЕХНОЛОГІЧНИХ ЧИННИКІВ.

Долот Д.В., Пшеничний Д.А

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник: Семак І. В., ст. викладач

Розробка високоефективних сучасних авіаційних конструкцій із полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) можлива при наявності статистично вивіренних повних даних характеристик міцності матеріалу. При цьому важливо знати зміну характеристик міцності матеріалу та їх розсіювання в залежності від схеми армування шарів вуглестрічки, яка характерна для тієї чи іншої деталі, виходячи із її призначення і умов роботи в конструкції.

Вуглецева стрічка ЛУ-П-01 виготовляється окремими партіями, а тому забезпечити виробництво деталей із однієї партії матеріалу на протязі значного періоду часу є неможливим.

Тому в роботі узагальнені результати статичних випробувань на розтягання зразків-свідків виготовлених по 15 найбільш типових схемам армування під кутами: 0° , $\pm 15^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 90^\circ$ різних партій вуглестрічки, із кількістю шарів від 4 до 10, товщиною моношару 0,11...0,12 мм і кількістю зразків від 60 до 348 штук в партії. Підготовка зразків та їх випробувань статичним осьовим розтяганням виконана згідно із ГОСТ 25.601-80. Кожна схема армування матеріалу відповідає деталі із ПКМ, що представляє собою тонкостінну конструкцію. Деталі виготовлялись на одному і тому підприємстві на протязі п'яти років.

Для рішення цієї задачі використана математична теорія багатофакторного планування експерименту [1,2]. За результатами випробувань проведено кореляційний аналіз, побудована модель з метою визначення впливу схеми армування шарів вуглестрічки на розсіювання міцності.

Модель постулювалась у вигляді полінома

$$\hat{y} = b_0 + b_1x + b_2x + b_3x^2$$

В кінцевому рішенні модель отримана в вигляді

$$\hat{y} = 11,61379 - 3,052727 \cdot 10^{-6} x^2,$$

де \hat{y} і x - коефіцієнт варіації і границя міцності відповідно.

Перевірка адекватності отриманої моделі проводилась з використанням критерія Фішера. В результаті дослідження встановлено, що коефіцієнт варіації границі міцності для вуглепластика КМУ-3Л при випробуваннях на розтягання змінюється в діапазоні 9-15% і не залежить від схеми армування.

Список використаних джерел

1. Борозенець Г.М., Семак І.В. Вплив конструктивно-технологічних факторів на міцність вуглепластиків // Проблеми тертя та зношування. – 2017. № 2 (75). – С. 108-112.
2. Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.В. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий. М.: Наука, 2004. 280 с.

ОЦІНКА МІЦНІСНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГІБРИДНОГО КОМПОЗИЦІЙНОГО МАТЕРІАЛУ

Жосан О. Ю.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Мікосянчик О.О., д-р техн. наук, проф.

У сучасному світі машинобудування та приладобудування перспективним напрямком підвищення надійності конструкцій є застосування композиційних матеріалів, що володіють більш високою міцністю, твердістю, стійкістю при високих температурах при порівняно малій питомій вазі, в порівнянні з традиційними конструкційними матеріалами (сталлю, чавуном, латунню, алюмінієм і т.п.).

В даний час гібридні композиційні матеріали (ГКМ) є динамічно розвиваючою групою матеріалів, які можуть використовуватися як для елементів силового набору і обшивки, так і для деталей інтер'єру літальних апаратів. Згідно [1], до цієї групи відносять матеріали, що мають в своєму складі три або більше компонента, які регулюють властивості композитів. Відповідно, ГКМ можуть бути поліматричного типу, що володіють двома або більше матричними компонентами, або поліармованого типу, які характеризуються наявністю різних видів армуючих компонентів.

Мета комбінування різних волокон – можливість реалізації переваг окремих типів волокон в гібридному матеріалі і спроба зниження їх недоліків, що виявляються при використанні кожного волокна окремо. Наприклад, можна знизити вартість матеріалів на основі вуглецевих волокон без різкої втрати їх жорсткості введенням в них скляних волокон. Так як склопластики мають більш високу деформацією при руйнуванні в порівнянні з матеріалами на основі вуглецевих волокон, то комбінація скляних і вуглецевих матеріалів зменшує ймовірність катастрофічного руйнування елементів конструкцій, в порівнянні з матеріалами на основі тільки вуглецевих волокон [2]. Крім того, скляні волокна, що володіють більш високою деформацією при руйнуванні, можуть ефективно зупиняти ріст тріщини в ГКМ.

В даний час реалізовані далеко не всі можливості по створенню гібридних композиційних матеріалів з підвищеними в'язкістю руйнування, жорсткістю і міцністю шляхом комбінування різних типів високоміцних волокон.

Механічні властивості і механізм руйнування волокнистих композитів визначаються співвідношенням трьох параметрів: 1) міцністю волокон, 2) міцністю і жорсткістю матриці, 3) міцністю зв'язку волокно-матриця.

В роботі проведена оцінка міцністних характеристик дисперсного гібридного композиційного матеріалу вуглеволокно – скловолокно – епоксидна матриця з різним об'ємним вмістом (ψ) складових компонентів (табл. 1, 2). Епоксидна матриця з наступними механічними характеристиками: модуль пружності (E_m) - 4 ГПа, модуль зсуву (G_m) - 2 ГПа, коефіцієнт Пуассона (ν_m) – 0,34, граничне подовження ($\bar{\epsilon}_m^+$) – 5%.

Таблиця 1

Механічні характеристики армуючих елементів ГКМ

Параметр	Вуглеволокно	Скловолокно
Модуль поздовжньої пружності, E_1 , ГПа	300	74
Модуль поперечної пружності, E_2 , ГПа	9	8
Модуль зсуву, G_{12} , ГПа	12	24
Коефіцієнт Пуассона, ν	0,15	0,22
Міцність при розтягуванні вздовж волокон, $\bar{\sigma}^+$, ГПа	2,8	2,5
Граничне подовження при розтягуванні уздовж волокна, $\bar{\epsilon}^+$, %	1	3

Таблиця 2

Об'ємний вміст компонентів ГKM

Зразок ГKM	Вуглеволокно	Скловолокно	Сполучник
1	0,3	0,4	0,3
2	0,4	0,3	0,3
3	0,5	0,2	0,3

Прогнозування пружних властивостей обраного типу ГKM проводилося за правилом сумішей, згідно з яким внесок в величину модуля пружності ГKM від кожного компонента, що міститься в ньому, пропорційний об'ємній частці цього компонента в ГKM і величині модуля пружності цього компонента. Результати розрахунків представлені в табл. 3.

Таблиця 3

Результати розрахунку міцнісних характеристик ГKM

Зразок	E_1 , ГПа	E_2 , ГПа	G_{12} , ГПа	ν	Міцність на розрив, ГПа
1	120	8,4	16	0,235	1,21
2	143	8,5	15	0,228	1,43
3	166	8,69	14	0,221	1,66

Таким чином, збільшення вмісту вуглецевих волокон в ГKM призводить до підвищення модуля пружності в повздовжньому і поперечному напрямках та зростання міцності на розрив, однак при цьому зменшуються пружні властивості ГKM, що підтверджується зниженням модуля зсуву.

Список використаних джерел:

1. Буланов ИМ., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов: учеб. для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. - 516 с.
2. Промышленные полимерные композиционные материалы. Пер. с англ./ Под. Ред. П.Г. Бабаевского. – М.: Химия, 1980. – 472 с.

ОЦІНКА ПРУЖНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОДНОНАПРАВЛЕНОГО ШАРУ КОМПОЗИЦІЙНОГО МАТЕРІАЛУ

Пашенко М. О.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Мнацаканов Р.Г., д-р техн. наук, проф.

Композиційні матеріали (KM), володіючи унікальним комплексом механічних і експлуатаційних властивостей, успішно застосовуються в багатьох галузях промисловості. Застосування композитів в авіаційній галузі дозволяє знизити масу повітряних суден, збільшити ККД двигунів, створити нові конструкції, що володіють високою працездатністю і надійністю.

Характеризуючи структуру і властивості KM в виробках, слід брати до уваги неоднорідність, анізотропію і нестабільність, тобто залежність структури і властивостей від координат та від напрямку по відношенню до осей координат

виробу. Це обумовлює необхідність вивчення закономірностей впливу структури КМ і визначаючих її чинників на властивості матеріалу у виробі. Зазначене є найважливішою умовою успішного конструювання виробів та розробки технології їх формоутворення.

Найбільш ефективними щодо питомих характеристик композитів є орієнтовані матеріали, утворені з безперервних волокон і полімерної або металевої матриці. Такі композити володіють двома рівнями неоднорідності: мікронеоднорідністю, пов'язаною з наявністю в матеріалі двох фаз (волокон і матриці), і макронеоднорідністю, пов'язаною з наявністю односпрямованих шарів (або моношарів) [1].

При розрахунку і проектуванні конструкцій зазвичай враховується лише другий рівень неоднорідності матеріалу, тобто вважається, що він складається із сукупності квазіоднорідних елементарних шарів, властивості яких відомі. Визначення цих властивостей і є предметом мікромеханіки композитів. Основне завдання полягає в обчисленні ефективних модулів пружності, які визначаються як коефіцієнти, що зв'язують усереднені за об'ємом напруження і деформації. Ефективні модулі залежать від форми і розташування волокон і їх об'ємного вмісту в матеріалі.

Переваги і високі механічні характеристики композитів найбільш повно реалізуються в орієнтованих матеріалах, армованих паралельними волокнами, тобто в так званих односпрямованих шарах або моношарах, з яких шляхом укладання в різних напрямках утворюються шаруваті композити.

В роботі проведена оцінка пружних характеристик однонаправленого шару композиту на основі склоровінгу РБН 13-1260-76 та епоксидної смоли L-285 (табл. 1). Розрахунки проводились для коефіцієнтів армування (ψ) 0,4; 0,5 і 0,6.

Таблиця 1

Механічні характеристики вихідних компонентів КМ

Параметр	L-285	РБН13-1260-76
Модуль поздовжньої пружності, E_1 , ГПа	4	70
Модуль зсуву, G , ГПа	2,2	40
Коефіцієнт Пуассона, ν	0,34	0,22
Граничне подовження при розтягуванні уздовж волокна, $\bar{\epsilon}^+$, %	5	3

При розрахунках введені припущення:

- матеріал ортотропний,
 - мікромодель композиту враховує лише пружні властивості і об'ємний вміст компонентів,
 - розрахункові формули ґрунтуються на законі механічної суміші, згідно з яким внесок кожного компонента пропорційний його об'ємній частці.
- Результати розрахунків представлені в табл 2.

Пружні характеристики однонаправленого шару композиту

Коефіцієнт армування	Модуль пружності		Модуль зсуву, G_{12} , ГПа	Коефіцієнт Пуассона	
	E_1 , ГПа	E_2 , ГПа		ν_{21}	ν_{12}
0,4	30,4	6,422	3,537	0,235	0,061
0,5	37,0	7,567	4,171	0,228	0,0572
0,6	43,6	9,210	5,081	0,221	0,057

Таким чином, збільшення вмісту скловолокна в однонаправленому шарі КМ забезпечує підвищення міцнісних характеристик композиту, що проявляється в зростанні модуля пружності в 1,43 рази як в поперечному, так і в поздовжньому напрямках і в збільшенні модуля зсуву. Суттєва різниця модуля пружності в поперечному і в поздовжньому напрямках обумовлює анізотропні властивості однонаправленого КМ та призводить до другого коефіцієнту Пуассона ν_{21} . За динамікою зміни коефіцієнту Пуассона в різних напрямках також можна простежити підвищення жорсткості КМ із збільшенням коефіцієнту армування.

Згідно [1], моделі задовільно узгоджуються між собою і з експериментом тільки в відношенні поздовжнього модуля пружності E_1 . Відносно модулів E_2 і G_{12} результати відрізняються на 15...20%, оскільки структура реального матеріалу, як правило, далека від ідеалізованої, яка використовується в моделях. Зокрема, наявність дефектів (наприклад, пори) в матриці практично не впливає на E_1 і значно впливає на E_2 .

У зв'язку з цим співвідношення мікромеханіки в основному призначені для орієнтовних оцінок і якісного аналізу впливу мікроструктурних параметрів на властивості композиту, що є необхідним при розробці нових матеріалів.

Список використаних джерел:

1.Первушин Ю.С., Жернаков В.С. Проектирование и прогнозирование механических свойств однонаправленного слоя из композиционного материала: Учебное пособие / Ю.С. Первушин, В.С. Жернаков; Уфимск. гос. авиац. техн. ун-т. – Уфа, 2002. – 127 с.

ТРИБОТЕХНІЧНЕ ЗАСТОСУВАННЯ ПОЛІМЕРНИХ МАТЕРІАЛІВ ТА КОМПОЗИТІВ**Посипайко К.Р., Юрчик Д.Ю.***Національний авіаційний університет, Київ**Науковий керівник – Корнієнко А.О., канд. техн. наук, доц.*

Металополімерні (гібридні) триботехнічні системи тертя кочення з проковзуванням (зубчасті передачі) та ковзання (підшипники і напрямні ковзання) знаходять широке використання у як у різних галузях техносфери. Полімерні матеріали, що використовуються у вказаних гібридних

трибомеханічних системах без мащення, забезпечують безаварійність їх експлуатації в умовах технічного сухого тертя.

Аналіз сучасних полімерних композиційних матеріалів, які використовують у вузлах тертя ковзання показав, що найбільш перспективними видами матеріалів є поліамід (ПА), поліоксиметилен (ПОМ), лавсан, або поліетилентерефталат (ПЕТ), поліефірефіркетон (ПЕЕК), поліефірімід (ПЕІ), поліфенілсульфід (ПФС), поліфенілсульфон (ПФСУ), високомолекулярний поліетилен, політетрафторетилен (ПТФЕ, РТФЕ). Ефективним є використання полімерів в парі з металевими матеріалами. Тому з метою зниження зношування і підвищення довговічності цих гібридних триботехнічних систем широко використовується наповнення полімерної матриці міцними і жорсткими частинками / волокнами різного виду і структури (дисульфід молібдену, графіт, скло та вуглеволокно, бронзовий порошок, поліетилен та ін.) з різним об'ємним вмістом, які мінімалізують недоліки немодифікованих полімерів.

В роботі проведено аналіз механічних властивостей зазначених полімерних матеріалів та визначено можливі вузли тертя для їх ефективного використання, визначено переваги та недоліки при використанні зазначених композитів в підшипниках ковзання та металополімерних зубчатих передачах. Проведено їх порівняльний аналіз.

Список використаних джерел:

1. Інженерні пластики [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://plastics.ua/industrial/ua/products/engineer/>
2. Чернець М.В. До питання про методіку визначення індикаторів зносостійкості полімерних зміцнених поліамідних композитів для гібридних підшипників ковзання. / М.В. Чернець, М.В. Кіндрачук, А.О. Корнієнко, М.А. Гловин // Проблеми тертя та зношування. – 2020. – №1. – С. 17-22.

ДОСЛІДЖЕННЯ СТРУКТУРИ ТА ВЛАСТИВОСТЕЙ ПЛАЗМОВИХ ЕВТЕКТИЧНИХ ПОКРИТТІВ, ПІСЛЯ ТЕРМОЦИКЛІЧНОЇ ОБРОБКИ

Харченко В.В., Гловин М.А., Костецький І.В.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Кіндрачук М.В., д-р техн. наук, проф.

Нанесення на робочі поверхні захисних газотермічних покриттів є одним із найбільш ефективних способів захисту деталей і механізмів від різного виду спрацювання. Серед матеріалів, що знаходять широке використання для напилення, особливий інтерес викликають евтектичні сплави на основі заліза. При газотермічному напиленні таких порошкових матеріалів, коли кристалізація

протікає зі швидкостями $10^4 - 10^6$ °C/с, утворюються покриття з евтектичною, мікрокристалічною або аморфною структурою [1]. Утворені при таких швидкостях охолодження фази і структури перебувають у метастабільному, незрівноваженому стані, що повинно сприяти їхній структурній самоорганізації при терті [2].

Однак, стійкість таких покриттів, особливо в умовах динамічних навантажень, а також роботи при високих температурах у режимі теплостійкості, як правило, невисока в результаті їхньої крихкості, пористості, низької адгезійної міцності, великого градієнта властивостей, протікання дифузійних процесів на границі «покриття-підкладка».

Існує багато способів підвищення адгезійної міцності газотермічних покриттів. З метою підвищення міцності зчеплення плазмового покриття із основою широко використовують дифузійне відпалювання при 1000–1100°C, що пов'язане із великими енерговитратами і небажаним перегрівом сталі. Ефективного підвищення адгезійних властивостей можна досягнути дифузійним відпалюванням плазмових покриттів у режимі термоцикловання. Термоциклічна обробка (ТЦО) в інтервалі температур, що охоплюють поліморфні перетворення, призводить до інтенсифікації фазових перетворень. Ультразвукова обробка внаслідок протікання дифузійних процесів суттєво підвищує когезійну міцність покриттів. При цих способах підвищення адгезійної міцності покриттів, однак, втрачається сприятливий при терті неуврівноважений стан структури (метастабільні фази, перенасичені тверді розчини фаз проникнення у матриці). В той же час відомо, якщо структура за даних умов навантаження нестабільна, тобто здатна перебудовуватися, то енергія деформації тертям розсіюється на сприятливі релаксаційні процеси, і стійкість проти спрацювання підвищується. Використання при ізотермічному, а також термоциклічному відпалі пічного об'ємного нагріву, якому властива інерційність нагріву та охолодження, не дозволяє одночасно забезпечувати підвищення адгезійної міцності зі збереженням певного рівня вихідного незрівноваженого стану плазмового покриття [3-4].

У зв'язку з цим в роботі використовували ТЦО покриттів з використанням лазера, а також попереднє перед напиленням нанесення бар'єрних боридних шарів, що обмежують взаємну дифузію елементів покриття і підкладки, і деградацію їх структури.

Для нанесення покриттів використовували порошки евтектичних сплавів систем $12X18H9T-TiB_2-VC$ (ВТН) і $12X18H9T-TiB_2-CrB_2$ (ХТН). Напилення здійснювали на підкладки із мало- і середньовуглецевих сталей і сталі 12X18H9T. Захисні бар'єрні шари отримували лазерним легуванням з обмозок, що містили аморфний бор і карбід бору. Товщина покриття складала від 100 до 200 мкм. Термоциклічну обробку у діапазоні температур $900 \leftrightarrow 500$ °C проводили на лазерній установці «ЛІАТУС-31».

Випробування на тертя та зношування плазмових покриттів у вихідному стані і після ТЦО показало їхню різну стійкість до спрацювання. ТЦО дозволяє

змінювати структурний стан і термодинамічну рівновагу білих шарів, підвищуючи при цьому кількість ділянок із більш пластичною евтектичною структурою. Така структура може сприймати значну долю енергії і в більшій мірі релаксувати напруження при терті. Зниження крихкості і підвищення пластичності покриття після ТЦО збільшує його здатність до утворення вторинних структур, що свідчить про його сприятливі реологічні властивості.

На поверхнях тертя покриттів після ТЦО утворюються суцільні оксидні плівки, в той час як на покриттях без ТЦО утворюються плівки у вигляді окремих ділянок. Передумовою цього може бути зниження корозійної стійкості білих шарів при їхньому розпаданні. Стійкість проти спрацювання покриття ХТН після ТЦО підвищується більш істотно у порівнянні з ВТН, спостерігається зниження коефіцієнта тертя.

У результаті проведених триботехнічних випробувань при високих температурах встановлено, що стійкість проти спрацювання вихідних плазмових покриттів і після термоцилювання приблизно однакова. Це пояснюється повним розпадом твердих метастабільних структур та інтенсивним окисленням покриттів через їхню пористість.

Результати випробування також свідчать, що стійкість проти спрацювання двошарових покриттів у всьому діапазоні температур вища ніж для одношарових. Це в першу чергу зумовлене підвищенням адгезійних властивостей, зниженням градієнту твердості по глибині покриття, підвищенням термостабільності покриття завдяки бар'єрним властивостям легованого боридного прошарку.

Таким чином, керуючи величиною дисперсних кристалів фаз проникнення і одночасно станом металевої матриці, можна підібрати параметри ТЦО, за яких плазмові покриття отримуватимуть високу адгезійно-когезійну міцність із одночасним підвищенням триботехнічних властивостей.

Список використаних джерел:

1. Таран Ю.Н. Структура эвтектических сплавов / Ю.Н. Таран, В.И. Мазур. – М., 1972. – 240с.
2. Костецкий Б.И. Структурно – энергетическая приспособляемость материалов при трении / Б.И. Костецкий // Трение и износ. – 1985. т.6. – № 2. – С. 850–857.
3. Панарин В.Е. Возможности управления триботехническими свойствами эвтектических газотермических покрытий на основе железа с фазами внедрения / В.Е. Панарин, О.В. Микуляк, М.В. Киндрачук // Трение и износ.–1985.–Т.6.–С. 932 – 936.
4. Киндрачук М.В. Использование высококонцентрированных источников энергии для повышения триботехнических свойств эвтектических покрытий // М.В. Киндрачук, В.Е. Панарин, О.В. Микуляк. Защитные покрытия на металлах. – К.: Наукова думка, 1993. –Вып 27.–С. 50–54.

ЗАГАЛЬНІ ТЕХНІЧНІ УМОВИ ЗАСОБІВ ІНДИВІДУАЛЬНОГО ЗАХИСТУ

Щерба Л.Б.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Мельник В.Б., канд. техн. наук, доц.

На даний час основним нормативним документом, що регламентує вимоги до бронежилетів, є ДСТУ 8782:2018 «Засоби індивідуального захисту. Бронежилети. Класифікація. Загальні технічні умови», який набув чинності з 1 липня 2019 р. Нині на відповідність цьому стандарту оцінюються бронежилети, які зокрема застосовуються Збройними силами України та Поліцією охорони, тому в майбутньому постанови центрального банку стосовно захисного оснащення інкасаторської служби можуть доповнитися вимогами щодо обов'язкової сертифікації бронежилетів на відповідність ДСТУ 8782:2018.

Стандарт ДСТУ 8782:2018 був введений на заміну ДСТУ В 4103-2002 «Засоби індивідуального захисту. Бронежилети. Загальні технічні умови», який діяв на території України з 2003 р., що призвело до значних змін у застосовній термінології, класифікації, загальних технічних вимогах для цього виду продукції, а також вимогах щодо методів випробування, правил приймання, транспортування й зберігання.

Результати порівняльної характеристики свідчать, що нововведені вимоги національної класифікації засобів індивідуального бронезахисту ґрунтуються на більш суворих умовах випробування (у тому числі в обсязі прийнятно – здавальних, періодичних і типових). У першу чергу, це викликано змінами у потребах військової служби, яка перебуває на стадії реформації, що орієнтована на досягнення відповідності стандартам провідних країн Європи (зокрема, Європейської асоціації акредитованих випробувальних центрів стосовно балістичного захисту одягу та конструкцій) та США (стандартам розробленим Національним інститутом юстиції).

Крім того, згідно з положеннями Закону «Про національну безпеку України», важливим завданням національної стандартизації у сфері засобів індивідуального бронезахисту, зокрема, постає впровадження стандартів НАТО (так, станом на 01.07.2019 р. в рамках Цілей партнерства Україна – НАТО, який схвалено на рівні глав постійних делегацій держав-членів Альянсу 23 травня 2018 р., запроваджено 76 нормативних документів НАТО (34 % від тих, що підлягають опрацюванню в рамках Цілей партнерства).

Серед впроваджених стандартів важливе місце посідає Угода НАТО зі стандартизації STANAG 2920 «Classification Of Personal Armour (Класифікація засобів персонального панцерного захисту)», яка передбачає здійснення класифікації на основі балістичних випробувань, які проводяться згідно з вимогами стандарту AEP-2920: Edition A «Procedures for the evaluation and classification of personal armour – Bullet and fragmentation threats (Процедури

оцінювання та класифікації засобів персонального бронезахисту – Загрози ураження кулями та осколками снаряда)».

Надалі процедура випробування за ДСТУ 8788:2018 може бути вдосконалена шляхом запозичення таких методологічних елементів згідно з АЕР-2920: Edition A:

а) При вимірюванні швидкості снаряда відповідно заявленому класу тривкості необхідно враховувати коефіцієнт аеродинамічного опору, що визначається за типом снаряда.

б) При підтвердженні відповідності заявленому класу слід брати до уваги ймовірність виникнення ефекту «інтервалу руйнування осердя», який проявляється таким чином: осердя снаряда, що влучає у поверхню засобу на відносно високій швидкості, роздроблюється і, відповідно, зупиняється бронезахисним засобом (непробій); однак, якщо швидкість снаряда є більш низькою, він може пробити засіб бронезахисту (через те, що енергія удару є недостатньою для руйнування його осердя).

Отже, у той же час, в 2019 р. нормативна база України у сфері засобів індивідуального бронезахисту зазнала значних змін, зокрема набув чинності стандарт ДСТУ 8782:2018, що встановив принципові нові правила класифікації, загальні технічні вимоги, а також методи випробування бронезилетів, з урахуванням досвіду відповідних балістичних досліджень країн ЄС та США. Однак, в подальшому національна методологія випробувань бронезилетів також може бути вдосконалена на основі підходів стандартів НАТО (наприклад, врахування коефіцієнту аеродинамічного опору при визначенні швидкості снарядів, випробування на наявність ефекту «інтервалу руйнування осердя (снаряду)» тощо).

Список використаних джерел:

1. АЕР-2920: Edition A Procedures for the evaluation and classification of personal armour – Bullet and fragmentation threats. – 2016-09-01. NSO, 2016. -108.

2. ДСТУ 8782:2018. Засоби індивідуального захисту. Бронезилети. Класифікація. Загальні технічні умови. – Введ. 2019-07-01. – В.: ДП «УкрНДНЦ», 2018. – 21 с.

ІНФОРМАЦІЙНІ ТЕХНОЛОГІЇ В ПРИЛАДОБУДУВАННІ ТА ЕНЕРГЕТИЦІ

UNCERTAINTY OF ELECTRICITY MEASUREMENT OVER SINGLE CHANNEL OF THE METERING UNIT UNDER REDUCED LOAD

Vasylets K.S.

National Aviation University, Kyiv

Scientific adviser – Kvasnikov V.P., D.Sc., Professor

Metering units are widely used for commercial accounting of electricity in 0.4 kV networks. They include digital meters that are connected to the power grid by current transformers [1]. The latter are selected according to the rated current of the consumer. However, often electricity consumption is significantly lower than nominal: at night, during planned downtime, repairs, under quarantine restrictions [2]. In the reduced load mode the uncertainty of measurements, which is brought by current transformers and elements of the digital meter scheme, essentially increases. This reduces the accuracy of electricity metering and leads to inaccuracies in financial calculations between electricity market participants.

The purpose of the research is to increase the accuracy of commercial metering of electricity by estimating the uncertainty of measurement by the commercial meter unit under reduced load.

The reduced load mode means the load of each phase from 0 to $2I_{min}^*$, where I_{min}^* – the minimum relative primary current of the current transformer, for which in DSTU EN 61869-2:2017 the relative error is normalized. Meters NIK2307 ART T.1600.M2.21, NIK2307 ARP3 T.1600.M2.21 and current transformers T-0,66-600/5 of accuracy class 0,5s were used to study the operation of the electricity metering unit in this mode, fig. 1.



Fig. 1. Laboratory facility for metering unit operation study under reduced load

The digital transformer connection electricity meter is considered as a transducer that includes three identical measuring channels. According to the superposition principle, the measurement uncertainty of such transducer includes

measurement uncertainties for each channel, corresponding to the phase of the power grid.

To experimentally estimate the uncertainty of the measurements, 70 experiments were performed in which the currents of phase A $I_p^* = 0 \div 2\%$, phases B and C were not loaded. The relative deviation of the readings of the transformer connection electricity meter from the direct meter was considered as a measured value. For the obtained sample values of δW on each of the conditional 6 ranges with a width of 0.3%, the boundaries of the fuzzy intervals were determined at a confidence level of 0.4 according to the method [3], fig. 2. Thus $I_p^* = 0,2\%$ corresponds to the meter's sensitivity limit.

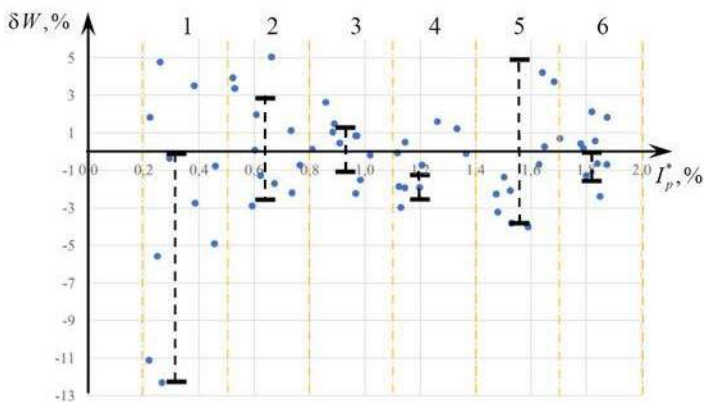


Fig. 2. Experimental points and fuzzy uncertainty intervals of δW obtained for ranges 1-6 of the low primary current I_p^*

Thus, estimates of the uncertainty of electricity measurement over single channel of the metering unit under reduced load as the limits of the fuzzy intervals were obtained. It is established that the underestimation of electricity for each of the phase measuring channels of the transformer connection electricity meter in the reduced load mode can reach 3-4%, and even 12%. In the course of further research, it is expedient to approximate the limits of the obtained fuzzy intervals by the LR-function, which will make it possible to form a mathematical model of the electricity metering unit under reduced load.

References:

1. Code of Commercial Electricity Accounting. Approved by the resolution of the National Energy and Utilities Regulation Commission, Ukraine, 14.03.2018 № 311 (ed. 20.03.2020 № 716). URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/v0311874-18#Text>

2. Peng Jiang, Yee Van Fan, Jiří Jaromír Klemešb Impacts of COVID-19 on energy demand and consumption: Challenges, lessons and emerging opportunities. *Appl Energy*. 2021 Mar 1; 285: 116441. doi: 10.1016/j.apenergy.2021.116441.

3. Xintao Xia, Zhongyu Wang, Yongsheng Gao Estimation of non-statistical uncertainty using fuzzy-set theory. *Meas. Sci. Technol.* 11 (2000) 430–435. URL: <http://www.people.vcu.edu/~lparker/DBGroup/References/Estimati.pdf>

ДІАГНОСТУВАННЯ НАПІВПРОВІДНИКОВИХ ПЕРЕТВОРЮВАЧІВ

Мамука К.В.

Національний авіаційний університет, Київ

*Науковий керівник – проф., докт. техн. наук В.П. Квасніков,
проф., докт. фіз.-мат. наук В.В. Ковальчук*

Електронні та електротехнічні системи складаються з множини функціонально завершених блоків та підсистем, що випускаються як окремі структурні одиниці і не передбачають доступу до їх внутрішніх елементів. Надійність роботи таких систем визначається станом їх складових, вихід з ладу яких призводить або до неможливості виконання заданої функції, або до погіршення показників роботи.

Мета і задачі роботи. Мета полягала у розробці ефективного підходу діагностування напівпровідникових перетворювачів. Використано метод вейвлет-спектрів часових залежностей струмів та напруг з метою попередження раптових відмов та визначення причин цих відмов. Для досягнення поставленої мети вирішувалися наступні задачі: проведення порівняльного аналізу існуючих систем діагностування, способів опрацювання діагностичних даних та особливостей напівпровідникових перетворювачів як об'єктів діагностування; розробка алгоритму щодо діагностики перетворювачів; визначення критеріїв вибору базису вейвлет-перетворення; розробка системи діагностики напівпровідникових перетворювачів. При розв'язанні поставлених задач використовувались методи математичного моделювання, штучного інтелекту тощо.

Високу ефективність довели системи діагностування цифрових систем з дигіталізованим керуванням, де на кожному інтервалі розгляду функціонує лише один елемент [1]. Слід зауважити, що існуючі, до тепер, системи діагностування пристроїв силової електроніки розроблені для таких класів об'єктів як потужне електрообладнання, розподільчі електромережі, електродвигуни, силові трансформатори, авіаційні двигуни, лінійні неперервні системи та системи, що описуються диференційними рівняннями першого-другого порядку, тобто є достатньо спеціалізованими і враховують специфіку конкретних об'єктів діагностування. При діагностуванні складних електричних схем виникає необхідність їх декомпозиції та виконання діагностування частинами. Зростання порядку диференційних рівнянь, що описують процеси в схемі, обумовлює необхідність застосування при її дослідженні спеціальних методів розрахунку,

збільшення об'ємів розрахунків та ускладнення аналізу процесів. Існуючі способи діагностування, що дозволяють виконати прогнозування стану перетворювачів та передбачити виникнення аварійної ситуації, орієнтовані на застосування в схемах до другого порядку, а при зростанні порядку схеми вимагають застосування додаткових процедур та допущень. Врахування нелінійного та параметричного характеру елементів перетворювачів призводить до зростання складності відповідних математичних моделей, що їх описують, і на основі яких виконується діагностування.

Результати і висновки. Розроблений нами алгоритм класифікації станів перетворювачів базується на роботі з даними, представленими в матричному вигляді, і добре адаптований до реалізації в мікропроцесорній системі. За рахунок використання узгоджених фільтрів для діагностування перетворювачів досягнуто прискорення процесу діагностування. Діагностування напівпровідникових перетворювачів за запропонованою методикою дозволило спростити вибір класифікаційних показників та скоротити час діагностування за рахунок зменшення деталізації. Розроблені системи діагностування передбачають зміну кількості каналів отримання діагностичних даних, що дозволяє, збільшувати кількість діагностичних показників.

Список використаних джерел:

1. М.Г. Находкін, Ф.Ф. Сізов. Елементи функціональної електроніки.- К.: Слово, 2002. - 201 с.

СЕНСОРНІ ВЛАСТИВОСТІ КЛАСТЕРИЗОВАНИХ МАТЕРІАЛІВ

Сморж М.В.

Національний авіаційний університет, Київ

*Науковий керівник – проф., докт. техн. наук В.П. Квасніков,
проф., докт. фіз.-мат. наук В.В. Ковальчук*

Важливим елементом сучасних сенсорних приладів є твердотільні гетероструктури. До таких пристроїв належать: лазери, світлові діоди, сенсори, перемикачі.

У роботі поставлено задачу: проаналізувати властивості приладів, які включають гетеропереходи (ГП), що містять нанометрові (т.зв. квантоворозмірні - квантові точки, квантові нитки тощо) системи, зокрема, нанокластерні сполуки (НКС).

Було з'ясовано, що такі кластеризовані ГП здатні змінювати фізико-хімічні власні характеристики корельовано до геометрії та розмірів НКС, а також за розташуванням атомів у таких нанокластерах [1]. Управління властивостями таких гетеропереходів здійснюється шляхом зміни морфології плівок. Саме такий підхід є надзвичайно перспективним щодо вирішення прикладних актуальних задач функціональної електроніки. Створення

різноманітних за морфологією кластеризованих ГП сприяє розвитку нового напрямку сучасного приладобудування - структурно - функціональної електроніки [2].

У роботі описано технологію, яка може бути використана для обробки та накопичення інформації у приладах нового покоління. Наведені результати вивчення властивостей аморфних плівок керметів, створених на основі SiO_2 -матриці і модифікованих шляхом введення кластерного растру d-металів. Для отримання плівкового ГП типу X- SiO_2 , (де X - перехідний метал: Cr, Mo, Nb) атомарно-кластерної дисперсності використовувався очищений інертний газ. Температура осідання плівки сягала $\sim 550^\circ\text{C}$. Геометричні розміри зерна склали $\sim 50-70 \text{ \AA}$. У цьому контексті нами досліджувався гетероперехід $\text{pCu}_2\text{S(АКС)-nSi}$ з метою створення оригінального пристрою. Здійснення контролю за положенням піка люмінесценції для кластеризованої поверхні кремнію, дозволяє оцінити геометричні розміри Si-НКС. Інтенсивність люмінесценції надає інформацію про зміну симетрії останнього.

Висновки. Запропоновані практичні рекомендації щодо введення в область р-п переходів різних за своєю природою домішок (у вигляді НКС), які відіграють роль центрів рекомбінації неврівноважених електрон-діркових пар. Розроблено модель фотоелементу на основі складного за морфологією кластеризованого шару у ГП. Проведена оцінка розмірної залежності енергії збудження НКС кремнію, які створюють кластеризований прошарок ГП. Показано, що оптичні властивості та електронна структура квантових елементів (НКС) змінюються корельовано з розміром та геометрією розташування атомів у кластері. Виявлені спектрально-інверсовані особливості гетерофотоелементу доводять необхідність створення кластеризованого шару на поверхні напівпровідника (у нашому випадку - кремнію). Дія такого фотоелемента забезпечується комбінацією в одному ГП двох суттєво різних механізмів вентильного фотоелементу, розділених по відповідним до них активним областям спектру.

Список використаних джерел:

1. Kovalchuk V.V., Smorgh M.V. Nanometrology: optical properties of Si-Nanoclusters // Metrology and Devices. – 2019. – № 1. – С. 62-65.
2. Ковальчук В. В. Кластерная модификация полупроводниковых гетероструктур / В.В.Ковальчук. – К.: Видавничий дім «Хай-Тек Пресс», 2007. – 309 с.

АЕРОДИНАМІКА ТА БЕЗПЕКА ПОЛЬОТІВ ЛА

DIRECT LATERAL FORCE CONTROL SYSTEM IN CIVIL TRANSPORT AVIATION

Osadchyi D., Klinduhov A.

National Aviation University, Kyiv

Oleg Truhan - Associate Professor, Ph.D. in Technology.

In recent years, due to the congestion of the airspace near airfields, the efficiency of transportation by air decreases.

One of the reasons is the poor maneuverability of aircraft in the area of low-altitude flight modes at low speeds and, accordingly, insufficiently high economic characteristics in these flight modes.

In this regard, we should pay attention to aircraft configurations that provide more maneuverable characteristics at low flight speeds and higher descent rates on landing compared to ordinary aircraft configurations.

This work discusses issues related to the possible use of a direct lateral force control system (DLFC) on transport aircraft to improve the flight characteristics of an aircraft in the airspace near the airfield landing strip.

The use of such a system on an aircraft can make it possible to provide: more accurate execution of an approach, especially its final section; shorter-term execution of the final descent section, which would reduce the noise level on the landing; performing more steep planning with a shorter landing distance; lower landing minimum for instrument landing; more accurate fit on a limited site.

Investigation of the issue of using the DLFC system on an aircraft can go in three most directions: the use of DLFC on military vehicles to increase the accuracy of delivery of weapons; the use of DLFC on short takeoff and landing aircrafts to improve lateral maneuverability in the conditions of an approach without deteriorating the characteristics of the aircraft in cruising flight modes; use of DLFC on civil transport aircraft.

The conducted researches show us that the characteristics of the maneuver for compensating for the lateral displacement depend both on the pilot and on the dynamic characteristics of the aircraft. The required distance to the start of the runway, counted from the moment the maneuver began, was taken as the main parameter characterizing the lateral turnover maneuver.

References:

1. Encyclopedia of technology, article «direct lateral and lifting force control system».

URL: https://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/2838/

2. Automatic flight control system of an aircraft. URL:

<http://mash.dobrota.biz/39tehnicieskie/104301-1-avtomaticheskoe-upravlenie>

ПОКРАЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ЕЛЕРОНІВ ЗА ДОПОМОГОЮ ОБ'ЄМНИХ ВИХОРОУТВОРЮВАЧІВ

Розбицький В.А., Саттаров А.І.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Ударцев С.П., д-р техн. наук, проф.

Ріст використання безпілотних літальних апаратів (БПЛА) та різноманітність сфер їх застосування змушують шукати нові можливості покращення льотно-технічних характеристик. Характеристики стійкості та керованості є важливим фактором у підвищенні надійності, забезпеченні всепогодності та автономності БПЛА.

На переважній більшості БПЛА відсутні предкрилки, що обумовлено зайвою масою, складністю конструкції та вимогами до надійності БПЛА. Це підвищує складність керування креном на режимах польоту з низькими швидкостями і на великих кутах атаки, таких як зліт і посадка. Особливо небезпечним є такий політ в умовах вертикальних поривів вітру.

Дослідження крила на основі профілю GA(W)-2 з елероном демонструє низьку ефективність керування креном у області закритичних кутів атаки [1]. Крім цього, більше відхилення елеронів призводить до більш різкого зриву потоку при переході на закритичні кути атаки. Дослідження аеродинамічних характеристик профілю GA(W)-2 демонструють значний статичний гістерезис коефіцієнту підйомної сили та моменту тангажу [2]. Такий гістерезис має негативний вплив на динаміку і безпеку польоту літального апарату.

Новітні розробки в області управління потоком, такі як об'ємні вихороутворювачі [3] та вихоровий передкрилок, відкривають можливості для покращення ефективності органів керування, зокрема елеронів як органів керування креном. Збільшення критичного кута атаки та ліквідація статичного гістересису аеродинамічних характеристик за допомогою об'ємних вихороутворювачів забезпечує керованість креном у більш широкому діапазоні польотних та погодних умов.

Перспективним є дослідження адаптивних вихороутворювачів і відповідних законів адаптації для максимізації ефективності елеронів на різних режимах польоту, включаючи вихід на великі кути атаки та умови вертикальних поривів вітру.

Список використаних джерел:

1. Wentz W H., Wind Tunnel Tests of the GA(W)-2 Airfoil with 20% Aileron, 25% Slotted Flap, 30% Fowler Flap, and 10% Slot-lip Spoiler, Aeronautical Report 76-2, 1976
2. Satran, D. R., Snyder M. H. Two Dimensional Tests of GA(W)-1 and GA(W)-2 Airfoils at Angles-of-Attack from 0 to 360 Degrees. Wind Energy Reports, no.1, 1977
3. E. Udartsev, V. Rozbytskyi, and A. Sattarov, Vortex flow wings, Proceedings of National Aviation University, 2018, vol. 77, Issue 4, pp 29-38.

ЧИСЕЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІКИ КРИЛА МАЛОГО РОЗМАХУ З ОБ'ЄМНИМИ ВИХОРОУТВОРЮВАЧАМИ НА ПЕРЕДНІЙ КРОМЦІ

Саттаров А.І, Розбицький В.А.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Ударцев С.П., д-р техн. наук, проф.

Сучасні вимоги до паливної ефективності, шуму, експлуатації та безпеки польотів літальних апаратів (ЛА) обумовлюють актуальність дослідження нових аеродинамічних пристроїв та систем керування потоком. Одним з перспективних методів пасивним управлінням потоком є встановлення безщільових об'ємних вихороутворювачів на передній кромці крила для покращення аеродинамічних характеристик крила на великих кутах атаки. Дослідження моделей таких крил були проведені у аеродинамічних трубах Національного Авіаційного Університету [1].

У даний час, все більшого значення набуває розрахункова гідродинаміка або CFD (Computational Fluid Dynamics), яка застосовується при проектуванні більшості систем і компонентів передовими виробниками цивільних літаків. За даними The Boeing Company, тестування вироблених прототипів аерокосмічних компонентів часто є занадто дорогим та непрактичним порівнюючи з чисельним дослідженням. Особливо це проявляється у випадках, коли досліджуються системи, що включають складні вихрові структури або активне управління потоком. Таким чином, CFD моделювання має велике значення для випробування компонентів літальних апаратів та систем, пов'язаних із складними вихровими потоками, таких як об'ємні вихороутворювачі [2].

Чисельне дослідження з об'ємними вихороутворювачами на передній кромці крила було проведено у програмному комплексі NUMECA FINE/OpenTM. На відміну від попередніх досліджень [3] було використано підхід на основі побудови неструктурованої сітки в OMNISTM/Hexpress. Геометрія досліджуваного крила зі встановленими вихороутворювачами у кінцевій частині показана на рис. 1.

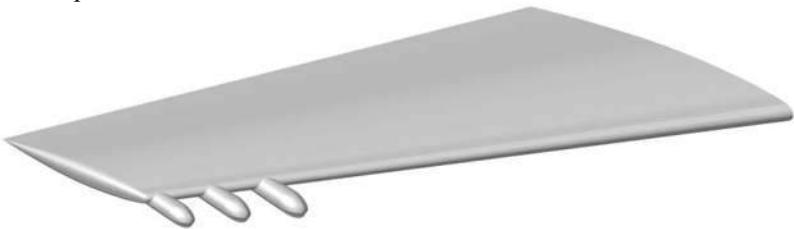


Рис. 1. Геометрія досліджуваної моделі крила з вихороутворювачами

Аеродинамічні характеристики крила досліджувалися у діапазоні кутів атаки від 3 до 36 градусів у турбулентному режимі при числі Рейнольдса 5.5М, і

числі Маха 0.4, що відповідає дозвуковому режиму потоку. Окрім інтегральних характеристик, було проаналізовано дані розподілу тиску по крилу та такі аспекти структури потоку як лінії току, зони зворотнього потоку та завихренності. Приклад зменшення зони зворотнього потоку за кінцевими вихороутворювачами на посткритичному куті атаки показаний на рис. 2.

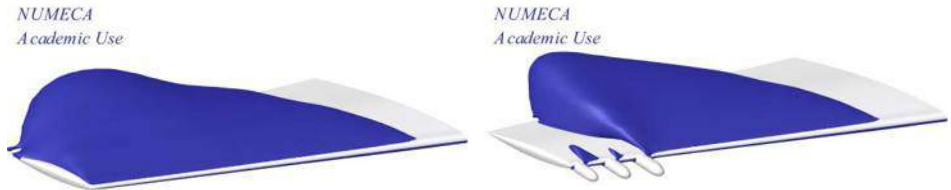


Рис. 2. Зони зворотнього потоку на куті атаки у 18 градусів для чистого крила (зліва) та крила з кінцевими вихороутворювачами (справа)

Отримані результати демонструють суттєве зменшення відривної зони за вихороутворювачами, покращення моментних характеристик статичної стійкості, збільшення коефіцієнту підйомної сили та аеродинамічної якості на закритичних кутах атаки. Встановлення вихороутворювачів не тільки у кінцевій, а й у кореневій частині є важливим для отримання максимального позитивного ефекту на великих кутах атаки.

Майбутні дослідження можуть концентруватися на оптимізації форми вихороутворювачів для різних типів дозвукових крил і умов польоту таких як крейсерський режим та режим зльоту і посадки. Також перспективною темою є оптимізація адаптивного вихорового передкрилка як нової безщільової системи механізації передньої кромки крила. Результати можуть бути впроваджені при розробці більшості типів повітряних суден. Особливо перспективним є впровадження вихороутворювачів у легку та безпілотну авіацію, де структура потоку може бути складною через низькі числа Рейнольдса, а вимоги до планеру ЛА передбачають простоту конструкції та надійність експлуатації у широкому спектрі режимів польоту та погодних умов.

Список використаних джерел:

1. E. Udartsev, V. Rozbytskyi, and A. Sattarov, Vortex flow wings, Proceedings of National Aviation University, 2018, vol. 77, Issue 4, pp 29-38.
2. A. Shmilovich, and Y. Yadlin. Flow Control Techniques for Transport Aircraft. AIAA Journal, 2011, vol. 49, pp 489-502.
3. A. Sattarov, E. Udartsev, V. Rozbytskyi and O. Zhdanov, "Aerodynamic Performance Improvement of UAV by means of Leading-Edge Vortex Generators," 2019 IEEE 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments, Kiev, Ukraine, 2019, pp. 97-101

**АВТОМАТИЗАЦІЯ ТА ЕНЕРГОЕФЕКТИВНІСТЬ В
АВІАЦІЙНІЙ ГАЛУЗІ**

AUTOMATIC CONTROL SYSTEMS IN AERO-ENGINE

Chen Dejun

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

With the development of aircraft, the technology and performance of engine are improving very fast. And the operations of engine are very complex, they need quick and accurate responses. That's why the need of automatic control system to help engine operate. The aero-engine control system is developing from the simple hydraulic mechanical control in the 1950s to the modern full authority digital electronic control system (FADEC). The aero-engine control system mainly completes the main and afterburner fuel supply control and various engine variable geometry control functions.

How it works

The FADEC system consists of a sensing device that senses the working status of aero-engine and environmental information, a computing device that performs logical judgment and control operations on the information, a control device that applies the calculation results to the aero-engine, and machinery and cables that transmit information between them.

The control computer subsystem is divided into two parts: electronic controller and embedded software. The electronic engine controller (EEC) is the core component of the FADEC system. It processes signals from various sensors and switch devices and converts them into digital quantities through analog/digital conversion. The fuel subsystem includes booster pump, main fuel pump, fuel metering device, fuel filter, fuel pipeline, nozzle, etc.

FADEC system generally includes multiple control loops such as speed, pressure, temperature, etc. Each control loop calculates the control output according to the corresponding input closed loop and then realizes the purpose of controlling the engine state.

The electronic controller is based on the engine speed, temperature, pressure, and other parameters and external conditions (such as flight altitude, speed, engine inlet temperature, pressure, pilot commands, etc.) and certain internal parameters of the control system (such as temperature, pressure, displacement, etc.). Through the calculation of the control law, a control signal is generated, which is output to the hydraulic mechanical device through the electronic controller output processing circuit, and the electrical signal is converted into a hydraulic signal to drive the corresponding actuator to change the fuel flow rate, the guide vane angle, the

lubricating oil temperature, controls the opening degree, etc. So as to achieve the purpose of controlling the engine. In figure 1. shows the principle of aircraft fuel system.

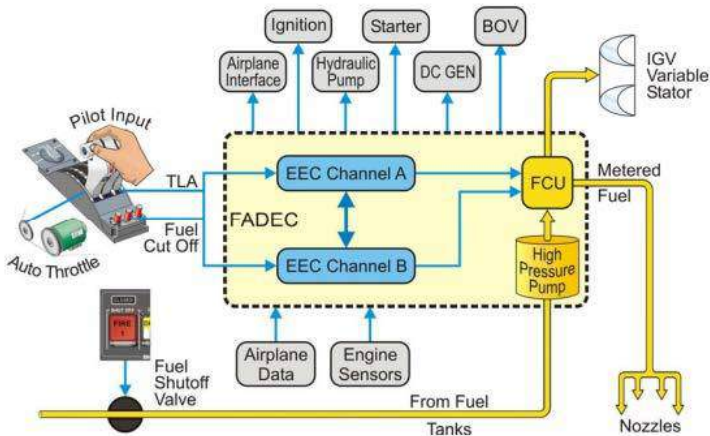


Fig. 1. Simplified aircraft fuel system

With the improvement of aircraft performance, the performance requirements for modern aero engines are getting higher and higher. While improving engine performance, it is also required to reduce emissions and reduce noise. Therefore, aero-engine will be designed more complex, with more and more adjustable components, and the control variables of the engine will continue to increase. Increased from the current 10-12 to more than 20.

Conclusions

The control system occupies a very important position in the aero-engine system, and its performance directly affects the performance of the engine and the aircraft. Many countries regard it as an important direction in aviation technology and spend huge amounts of money on research. Aero-engine control technology has become an important branch of the engine professional field. Occupying an increasingly important position in development.

References:

1. Jaw L C, Wu D N, Zhou G A, Bryg D J. A high-gain actuator for active flow[R]. AIAA - 99-2128, June 1999.
2. Link C J, Sanjay G. Propulsion control technology development in United States[R]. NASA TM-2005- 213078.
3. Adibhatla S, Lewis T. Model- based intelligent digital engine control [C]. AIAA-97-3192, 33rd Joint Propulsion Conference, July 1997.
4. XU Xin, ZHANG Tianhong, SHENG Hanlin. Research on MTE real-time modeling based on dynamic coefficient method[J]. China Mechanical Engineering, 2015, 26(2): 243-247.
5. ZHANG Tianhong. Real-time simulation technology for aero-engine control system[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(12): 26-30.

ANTONOV ENERGY SYSTEM

Li Pi Sen

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

Electrical and hydraulic systems are used as the energy system of the aircraft at the same time. In addition to power supply, the electrical system can also ensure parameter control of the aircraft hydraulic and functional systems. Electricity sources are installed on the plane: direct current (27V); AC single-phase current (115V, 400Hz); AC three-phase current (36V, 400Hz).

Electricity sources are controlled from the power supply panel installed at the radio operator's workplace. The function of DC current is to start the the AI-24VT and RU-19A-300 engine. AC power is used for aircraft and propulsion system electronic indicators

How it works

The network of pressure sources of the main hydraulic system includes (Fig. 1): onboard suction and discharge valves, two hydraulic pumps unit 623AN, hydraulic filter, hydraulic pump unloading machine GA-77N, a hydraulic accumulator of the common discharge network .

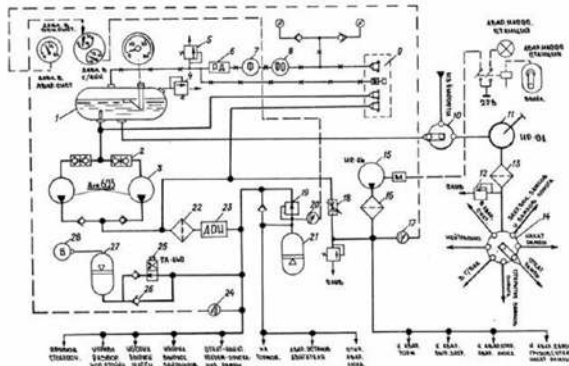


Fig. 1. The network of pressure sources of the main hydraulic system

The pressure source network of the main hydraulic system includes hydraulic oil tanks, and the hydraulic oil tank pressurization system can ensure that the hydraulic pump operates without cavitation.

Conclusion

Electrical and hydraulic systems are used as the energy system of the aircraft at the same time

Reference:

<http://an-26.com/An-26/Chapter-4.php#xaruk>

AIRCRAFT ELECTRICAL POWER CONVERSION DEVELOPMENT

Nwaribe Nicholas

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

In the year 1958, electronics & crane aerospace have led the way to consistent aircraft AC to DC power conversion development. The TRUs (Transformer Rectifier Units) supply an efficient, affordable, as well as consistent power change while meeting at present the latest rigid power quality necessities. Worldwide, when the leading supplier of transformer rectifier units & auto-transformer rectifiers used for commercial aircraft. They offer field-proven, extremely consistent solutions that range from 125 to 250 amps [1].

How it works

Simply put a Transformer Rectifier Unit (TRU) combines the functions of a Transformer and a Rectifier into one unit. In aircraft applications, the TRU converts the 120V AC power generated by the engine or APU generators or provided by a Ground Power Unit (GPU) to 28V DC power for use by various electrical components [1,2].

This unit contains thyristors otherwise diodes within the same tank and also includes voltage regulation. These transformers are used for the industrial process. This process can be done b using a significant DC supply. The industrial process using transformer rectifiers mainly includes electrolysis, dc traction, large variable-speed drive trains, smelting operations, etc. The application of this transformer rectifier will drive the design considerations which include the following:

- thyristors use the connection like bridge-type used for higher voltages;
- the interphase connection is used for applications like low-voltage and high current;
- number of pulses (6, 12 and higher with phase-shifting);
- harmonic issues and eddy current.

Voltage regulation can be attained through on-load tap otherwise no-load changers on the high voltage region [1]. Fine levels of this regulation can be obtained with the help of saturable reactors in the secondary region. The units of regulation can be fixed otherwise separate.

A TRU or transformer rectifier unit unites both the transformer & rectifier functions into a single unit [1-3]. The main function of TRU is to convert AC to DC. This conversion is known as rectification. The different forms of TRU mainly include selenium oxide, mercury arc valves, silicon-based and semiconductor diodes.

Apart from altering alternate current to direct current, this current is used as the power source. These rectifiers detect flames & radio signals & flames. In addition,

these can be used in a wide range of applications like providing power to radios, TVs, computers and other devices which need a stable DC supply.



Fig. 1. Transformer Rectifier Unit [1]

The emergency generator is available as a source of power. Switching between power supply systems is automatic without pilot action. However, the pilot can selectively isolate power sources and the distribution system in emergency situations. When operating normally, the buses receive power through a series of contacts and logic situations, depending on the power source(s) in use. Normal power sources include external power and the left and right generators. Grounded and ungrounded, single-phase and polyphase systems also are discussed.

Conclusions

The Transformer rectifier carries out the function of both rectifiers and transformers."It is a static electromechanical energy conversion device that transfers energy from one part to another and converts it from fixed AC to variable DC. It consists of two sections, one of which is a transformer and one of which is a rectifier. In the basis of a series of twists, the transformer moves up or down the voltage. This device converts high AC currents in to lower DC currents for various parts of the aircraft. It is used in most electrical systems especially the aircraft electrical systems in order to power various components. The transformer rectifier assembly, which mostly consists of a step-down transformer, takes the AC supply input and, depending on use, steps down to a lower stage.

References:

1. Elprocus. Access mode: <https://www.elprocus.com/transformer-rectifier-and-its-applications/>
2. Skybrary-Aero. Access mode: <https://www.skybrary.aero/index.php/Rectifier>
3. Watelectrical. Access mode: <https://www.watelectrical.com/what-is-transformer-rectifier-working-features-applications/>

AUTOMATIC FLIGHT CONTROL SYSTEM

Yakovlev Yaroslav

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),

Associate Professor

Introduction

Automatic control system is a system, where output is fed back to the input. So, the control action is dependent on the desired output [1].

The error detector produces an error signal, which is the difference between the input and the feedback signal. This feedback signal is obtained from the block (feedback elements) by considering the output of the overall system as an input to this block. Instead of the direct input, the error signal is applied as an input to a controller.

So, the controller produces an actuating signal which controls the plant. In this combination, the output of the control system is adjusted automatically till we get the desired response. The automatic control systems are also called the closed loop control systems or feedback control systems. For example, you can take a traffic light control system with a sensor at the input

Some properties of automatic control systems:

- control action is dependent of the desired output;
- difficult to design;
- more expensive than other control systems;
- more accurate than other control systems.

How it works

One example of an automatic aviation control system is the automatic flight control system (AFCS) [1, 2]. The automatic flight control system combines the autopilot and flight director systems. The AFCS system consists of two interlinked flight control computers (FCC 1 and FCC 2), a two axis autopilot, two yaw dampers, automatic elevator trim control and assorted servos and actuators. The flight control computer receives the mode selection from the flight control panel, and the sensor information is obtained from the air data system, navigation systems, direction and direction reading system, inertial reference system, altimeter and surface position sensor. The FCC sends flight control commands to the autopilot, which gives control signals for control of servo drives of aileron and the elevator. The flight director provides computed steering commands using a command bar on the attitude director indicator portion of the PFD's. Steering commands allow the pilot to visually control the flight as defined in the selected operating modes.

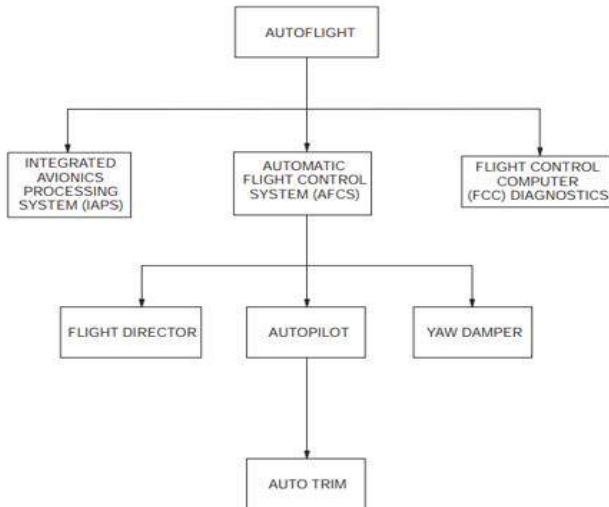


Fig 1. AFCS interacts with other parts of aircraft control system

Conclusions

Automatic control systems are a complex but reliable autonomous control system that we use in all areas of our lives, especially in aviation. An automatic flight control system, which is based on an automatic control system, is an integral part of the autopilot used on most aircraft.

References:

1. Definition of automatic control system. Access mode: https://www.tutorialspoint.com/control_systems/control_systems_introduction.htm
2. Automatic flight control system (AFCS). Access Mode: [https://www.smartcockpit.com/docs/Bombardier_CRJ_200 Automatic Flight Control System.pdf](https://www.smartcockpit.com/docs/Bombardier_CRJ_200_Automatic_Flight_Control_System.pdf)

ELECTRICAL EQUIPMENT OF AIRCRAFT SYSTEMS

Naumchuk Yulia

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering), Associate Professor

Introduction

The Electrical Power Generation and Distribution System (EPGDS) is used to supply the electrical energy for all onboard electrical equipment. The EPGDS has DC and AC generating systems. The DC generation system includes a battery system. The EPGDS provides for energy conversion, distribution, monitoring, control,

protection, storage, and indication to the flight crew. Provision is made for external connection of DC or AC external power while on the ground.

How it works

DC generation system is supplied from three NiCad batteries, two starters / generators driven by the engine, two transformer rectifier unit (TRU) and auxiliary power unit (APU). The TRUs supply 28VDC and are powered by two engine driven Alternating Current (AC) generators that supply 115Volts Alternating Current (VAC). Power is distributed via the electric bus. To connect ground power unit (GPU) have external connectors DC and AC.

Main batteries. On ground, two 24 V Ni-Cad batteries (36 Ah) provide the primary distribution source for the entire distribution system before the APU starts. BAT 1 supplies power to run the APU. The batteries are located in the front service compartment.

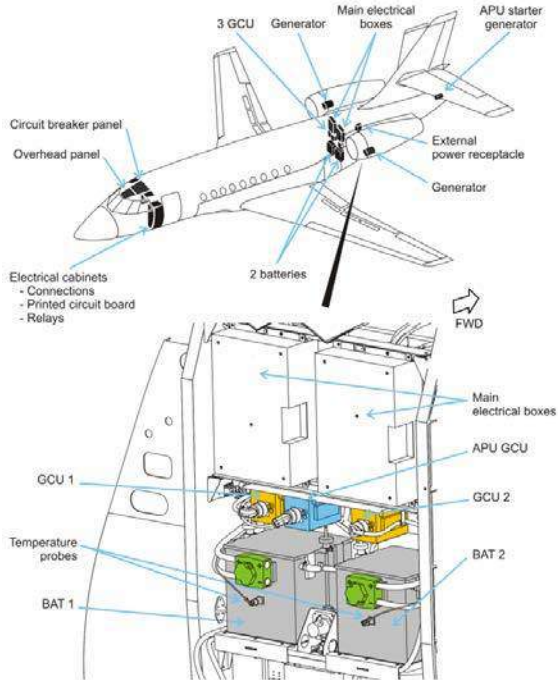


Fig 1. Equipment location

Engine-driven generators. The engine of rectifier generators is driven by an additional gearbox of each engine. The shear shaft in the generator prevents damage to the additional reducer in case of jamming of the generator. The damper in the generator shaft prevents vibrations. They are designed for 12 kW and regulated 28.5 VDC corresponding generator control unit (GCU).

Engine-driven GCU. Two generator control units (GCU) provide current and voltage control and protection for the corresponding generator: Control: GCU regulates the voltage of 28.5 V DC. It monitors the output current to provide protection from peak power (above 400 A). Protection: GCU automatically disables the associated generator after disabling constraints in achieving electrical load or surge.

Conclusions

The Electrical Power Generation and Distribution System (EPGDS) is used to supply electricity to all onboard electrical equipment. EPGDS generation system has DC and AC. The system includes generating DC battery system. EPGDS provides power conversion, distribution, storage, control, protection, monitoring and indication of the flight crew.

References:

1. *Mike Tooley, David Wyatt.* Aircraft electrical and electronic systems: principles, operation and maintenance, 2009, 401p, ISBN: 978-0-7506-8695-2

Aircraft electrical systems:

https://www.skybrary.aero/index.php/Aircraft_Electrical_Systems

DEVELOPMENT OF AIRCRAFT ELECTRONIC SYSTEM

Liu Yuxi

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

Different types of aircraft according to their mission and application environment, the composition, function and configuration of its electronic system has certain differences. Civil electronic system (fig1.typical civil electronic system) is one important and complex component in an airplane, with the rapid development of aircraft, Aircraft electronic system is becoming more and more important to aircraft.

The main functions of the electronic system are: in the course of large aircraft operation, according to its mission needs and environmental characteristics, to complete information collection, mission management, navigation guidance and other basic flight processes, to provide basic human-machine interface for the flight crew, to ensure the flight crew's situational awareness and aircraft system control capabilities, so that the flight crew can manage and control in a timely and effective manner. Reliable flight according to the scheduled track, efficient completion of related tasks.

How it works

With the progress of the times, the principles of electronic systems have not changed, but new and innovative technologies have been introduced. As we all know, aircraft electronic system plays an important role in the airplane. so there are requirements for the aircraft electronic system:

1. It must have high safety, because aircraft are related to the safety of dozens or even hundreds of lives.
2. It has so high reliability that it doesn't suddenly stop working.
3. It must be convenient for pilot to control the airplane, which can reduce the workload of driver.
4. Environmentally friendly: reducing system weight and power consumption, route optimization and thrust management improvements can reduce fuel emissions pollution.
5. It must be convenient for inspection and maintenance, which is composed of complex circuits, inspection and maintenance has certain difficulties.

Many of these advances have been integrated into modern aircraft and are improving aircraft and air transport systems , For instance, notable advances include a significant increase in the use of commercial shelf-based data bus networks and significant improvements in cockpit displays using rectangular COTS glass. The trend for cockpit displays with larger display surfaces has continued and is now being gradually improved and upgraded.

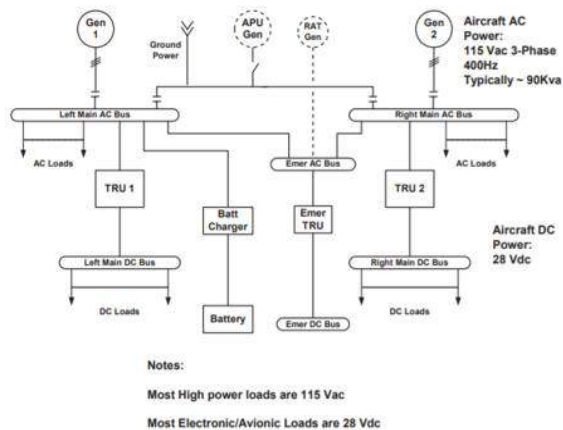


Fig 1. Typical civil electronic system

The display equipment in civil aviation electronic system has been gradually developed from multiple traditional instruments to multiple integrated displays.

EFB can be a fixed display device or a handheld display device. It has the dual functions of the onboard database and the onboard computer. Flight manuals, aeronautical charts, meteorological data and other traditional paper materials are stored in electronic form, making the cockpit "paperless"

Although the aircraft's electronic instruments can accurately display the aircraft and terrain data, but a wide variety of data to the pilot has brought a larger workload, the pilot is easy to the aircraft relative to the terrain location error or because of the lack of situational awareness of the wrong operation. Therefore, after the information

is integrated and visually displayed, improving the efficiency of man-machine is the inevitable trend of the development of civil aviation electronics.

Conclusions

In solving the problem of acceptability , the integrated aviation and tying system will still move towards a more integrated , informational , technological , modular and intellectual. Development, and integrated aviation and tying the system's functions, sexual ability and can be relied upon, maintenance, protection, testability and comprehensive efficiency will also be a breakthrough leap.

References:

1. A Preliminary Study of the New Generation Civil Aircraft Avionics System. Access mode:<https://www.airbus.com/innovation.html>
2. Civil Avionics Systems, 2nd Edition [Ian Moir](#), [Allan Seabridge](#), [Malcolm Jukes](#) ISBN: 978-1-118-34180-3

FLEXIBLE WHITE / GREEN / RED LED LIGHT STRIP GLARE SHIELD LIGHTING AND DIMMER BY SPT

Huang Chuqiao

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering), Associate Professor

Introduction

Superior Panel Technology has developed a brighter, wide-angle LED Light strip with your choice of RED, GREEN, or WHITE for aircraft panel illumination. The 39” LED light strip includes 60 wide-angle LEDs. The LED light strips are adaptable for both 14V and 28V aircraft and can be cut to length as needed (every third LED). When on full power, the LEDs produce a nice flood light that is amazingly bright and produce enough light to read charts.



Fig 1. Panel with LED lights

How it works

The LEDs are fully dimmable using the SPT Pulse-Width-Modulation (PWM) dimmer that was specifically designed for the low current draw LEDs. The dimmer allows for a gradual dimming without the brightness steps often found in dimmers not

designed for low current draw items. The very compact dimmer is only 1” wide and is VERY easy to wire. There is a + (power in), - (ground) and terminal for power out to the lights! You can choose to have an internal circuit breaking off switch in the dimmer or a dimmer without a circuit breaking off switch (normally only used when a master lighting switch is used to cut power to multiple dimmers. See article in the document section on "Choosing the Correct Dimmer".

Aircraft Spruce and SPT have worked together to offer a discount on the LED Light Strip and PWM Dimmer when purchased as a package.

The SPT LED Light Strips also pass the FAA burn test 14CFR 23.853 (a) and a copy of the burn test results is included with the light strips.

Measure and cut the LED Light Strip to length as needed (again, cut only across the copper-colored tabs as the LEDs are grouped in threes with a resistor).

Strip approx. 1/8” of the red and black wires. Always tin the wires and the copper tabs with solder before joining.

Look carefully at the LED Light Strip and you will see a “+” and a “-” sign beside the copper tabs. You can solder the wires to any copper tab (or at the center point of the lamps where there are two copper tabs that already have solder on them). Solder the red wire to the “+” side and the black wire to the “-” side using minimal heat from a solder gun.

Cut the one piece of adhesive lined .375” dia. x .5” heat-shrink tubing lengthwise. Place it over the wire connections and heat it while holding with a screwdriver as shown and pinch it together. Heat only until pliable. Do not overheat. While wearing a glove, press down to adhere.

Remove about an inch of the release liner at the ends of the LED Light Strips and place the .25” diameter heat shrinks over the ends of the LED Lights Strips. Shrink by applying heat with a heat gun so that it the ends looks like those in picture #4 and trim any excess.

One example of an automatic aviation control system is the automatic flight control system (AFCS) [1,2]. The automatic flight control system combines the autopilot and flight director systems. The AFCS system consists of two interlinked flight control computers (FCC 1 and FCC 2), a two axis autopilot, two yaw dampers, automatic elevator trim control and assorted servos and actuators. The flight control computer receives the mode selection from the flight control panel, and the sensor information is obtained from the air data system, navigation systems, direction and direction reading system, inertial reference system, altimeter and surface position sensor. The FCC sends flight control commands to the autopilot, which gives control signals for control of servo drives of aileron and the elevator. The flight director provides computed steering commands using a command bar on the attitude director indicator portion of the PFD’s. Steering commands allow the pilot to visually control the flight as defined in the selected operating modes.

Conclusions

1. Leave a service loop of the wire on the backside of the panel where it passes through the top of the panel.
2. Although flexible lengthwise, the SPT LED Light Strips will not make compound curves. Take your time to temporarily position the strips first with masking tape before adhering them permanently into place.
3. The LEDs are bright and there should be a shield that prevents the pilot and passengers from directly viewing the LEDs. If necessary, we recommend that some type of shielding be added. A black quarter round flexible weather stripping works well.

References:

1. Aircraft Spruce. Access mode: <https://www.aircraftspruce.com/>
2. Faa. Access mode: <https://www.faa.gov/>
3. Transportation. Access mode :<https://www.transportation.gov/>

ADVANCED COMPOSITE MATERIALS AND AEROSPACE ENGINEERING

Wang Haihua

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

With the wide application of composite materials and the deepening of practice and theoretical research on raw materials, composite technology, interface theory, and composite effects, people have a more comprehensive understanding of composite materials. Now people can more actively choose different reinforcement materials (particles, flakes, fibers and fabrics, etc.) and matrix for reasonable performance (functional and mechanical) design (such as macro-layer design, micro-structure design, etc.) Using a variety of special processes to make it composite or cross-combined, so as to produce higher performance than the original single material or develop properties and use performance that a single material does not have, such as excellent mechanical properties, physical-chemical multi-function (electrical , Heat, magnetism, light, ablation resistance, etc.) or biological effects of various advanced composite materials. Therefore, the scope of "composite" is becoming wider and wider: from macro-scale composite to micro-scale composite; from structural materials to structural and functional integrated materials and functional composite materials; from simple composite to non-linear composite effects Composite materials to composite structures; from material mechanical design to bionic design.

How it works

The aerospace pursuit of performance-first characteristics has made it a battlefield for the first experiment and transformation of advanced composite material technology. The development and demand of the aerospace industry has promoted the

development of advanced composite materials, and the development and application of advanced composite materials has promoted Advances in aerospace. After aluminum, steel, and titanium, advanced composite materials have rapidly developed into one of the four major structural materials, and their amount has become one of the advanced signs of aerospace structures. The use of advanced composite materials in aerospace structures can reduce weight by 20% to 30%, which is an effect that is difficult to achieve with other advanced technologies. The Langley Research Center of NASA in the United States pointed out in the aerospace advanced composite material development report that the application of various advanced technologies can enable subsonic transport aircraft to obtain 51% weight reduction (relative to take-off weight) benefits. Among them, aerodynamic design and optimization technology Weight reduction by 4.6%, composite wing fuselage and aerodynamic tailoring technology, weight reduction by 24.3%, engine system and thermal structure design weight reduction by 13.1%, advanced navigation and flight control system weight reduction by 9% , It shows that the application of advanced composite materials reduces the weight the most. Increasing the amount of composite materials has played a vital role in promoting the lightweight, miniaturization and performance of weapons and equipment.

Starting from the F-18 military aircraft in 1980 in foreign countries, the latest fighters studied all use composite wings, and a large number of advanced composite materials are used on the fuselage, accounting for 25% to 50% of the structural weight. The SEPDCs are located in the Main Avionics Bay and the SPDBs are distributed through the cabin and the cargo compartments, so every SPDB is configurable (software programmable) according to installed loads in every compartment. That means, it is possible to change more rapidly and efficiently the cabin layouts with better accessibility.

Conclusions

One of the signs of the advancement of new aerospace vehicles is the advancement of the structure, and advanced composite materials are an important material basis and leading technology to realize the advancement of the structure.

References:

1. Stefanie F. Composites for aerospace application [EB/OL]. [Http://www.ms.m.cam.ac.uk/phase-trans/2001/stef/img3.htm](http://www.ms.m.cam.ac.uk/phase-trans/2001/stef/img3.htm).
2. Shi Changxu . Materials Dictionary [M]. Beijing: Chemical Industry Press

AG CHARACTERIZATION FOR UNMANNED AIRCRAFT VEHICLES

Chen Jiabin

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

The traditional analytical models for AG channels are free-space model and two-ray model which are attractive for their simplicity. While obstacles around ground stations can cause inaccuracies associated with multipath components. Other factors like atmospheric ducting and attenuations, though occurring with a lower probability, also affect the accuracy of signal modeling. Curved earth two-ray model takes into account the curvature of earth which is more suitable for longer transmission distance. Classical rough terrain model, for instance, Longley-Rice model does not consider MPCs. So geometry-based model are suggested. However, geometry-based models like ray-tracing methods are computational intensive and incorporate diffuse components, which increase complexity. [1] The more recent method geometry-based stochastic channel model save computation resources by randomizing obstacles placement. [2] Another issue associated is the available spectrum for UAS communication in which the allocated spectra is restrictive with L band in 17MHz(960-977MHz) and C band in 61 MHz(5.03-5.091MHz).

Methodology

The basic geometry scheme is shown in figure one below. The basics for modeling contain two major components including line of sight (LOS) and ground reflections. Other useful parameters also include aircraft GPS coordinates and GS GPS coordinates. Altitudes and elevations are also measured accordingly with respect to each measurement. Test signals are transmitted through the antenna at GS station and received by the antenna in the aircraft and routed back to the receivers at the ground station. Simulations are available for the LOS and ground reflection components and MPCs could be counted according to different ground roughness setups. Represented MPCs could be modeled accordingly both analytically and statistically. A measurement campaign alike could be set up and power delay profiles could be gathered including phase information. A series of AG characterization campaign was performed in the earlier literatures with several ground obstacles. [1, 3, 4]

There are a few details needed to be prepared prior to measurement campaign. Unless micro UAS are used, the trajectory and flight route need to be reported to the national aviation authority. The permission for signal transmission for radio testing has also to be reported to the radio administration authority. Also, careful tuning of testing equipments against environment parameters are required for gaining accurate results. According to previous test experience, electronic noise from other aircraft

systems coexist while testing. Therefore, in order to cancel out associated noise signals and background noise, a control group is recommended for convenience.

Conclusions

Empirical like path loss model and wideband tapped delay line 3-ray dispersive channel model (WTDL3R) was proposed for the over water settings. [1] Though later works would count for different ground obstacle types, a universal analytical model should be suggested according to more detailed classification of multipath components types. Hence, more detailed MPC analysis model should be considered in further investigation. The current AG characterization model was based on randomizing obstacle objects using statistical method. Rather than saving computation resources, more accurate multi-ray method should be promoted and wider bandwidth should also be suggested accordingly due to the potential increasing application of UAV.

References:

1. D. W. Matolak and R. Sun, "Air-Ground Channel Characterization for Unmanned Aircraft Systems—Part I: Methods, Measurements, and Models for Over-water Settings," IEEE Transactions on Vehicular Technology, pp. 26-44, 31 January 2016.
2. D. W. Matolak and R. Sun, "Unmanned Aircraft Systems: Air-Ground Channel Characterization for Future Applications," IEEE Vehicular Technology Magazine, pp. 79-85, June 2015.
3. R. Sun and D. W. Matolak, "Air-Ground Channel Characterization for Unmanned Aircraft Systems—Part II: Hilly & Mountainous Settings," IEEE Transactions on Vehicular Technology, pp. 1913-1925, 24 June 2016.
4. D. W. Matolak and R. Sun, "Air-Ground Channel Characterization for Unmanned Aircraft Systems—Part III: The Suburban and Near-Urban Environments," IEEE Transactions on Vehicular Technology, pp. 6607-6618, 26 January 2017.

AVIONICS SYSTEM OF CIVIL AVIATION AIRCRAFT

Zeqing Huang

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

In civil aircraft, the main functions of the avionics system are: provide aircraft data transmission network, display warning aircraft indication information, perform flight task management and distribution, support aircraft navigation and flight management processes, ensure normal communication between airborne equipment and timely crew members Know the aircraft information to ensure that the aircraft can complete the scheduled flight tasks safely and reliably.

The basic composition of civil aircraft avionics system mainly includes integrated modular avionics, indication and recording system, airborne health

management system, airborne information system, navigation system, communication system and flight management system.

How it works

The civil aircraft navigation system uses a variety of navigation sensors to collect and measure aircraft movement information in real time, and obtain flight safety threat information such as dangerous terrain and severe weather through various monitoring methods to guide the aircraft to fly safely and on time according to the scheduled route. The typical primary flight display interface (PFD, primary flight display) of the destination airport is shown in the figure. Basic navigation information is displayed on the interface.

The disk-like indicator bars on the upper two sides of the figure show the current airspeed and altitude of the aircraft. The indicator bar on the upper right shows the vertical speed of the aircraft. The lower curve indicates the turning rate of the aircraft. The abbreviation of the southeast and northwest direction symbols is used to display the heading of the aircraft and related navigation information.

The civil aircraft navigation system mainly includes aircraft environmental data, integrated surveillance and radio navigation systems.

The aircraft environmental data system is mainly composed of an air data system and an inertial reference system. It provides the aircraft with information such as altitude, airspeed, temperature, angle of attack, heading, attitude and position, which are displayed on the main flight display screen in the figure above.

The integrated monitoring system is mainly composed of weather radar, transponder, terrain sensing and warning system, and traffic warning and collision avoidance system. It provides aircraft with terrain, weather, and air traffic information, and prompts the crew in time when a dangerous situation occurs to ensure the aircraft flight safety.

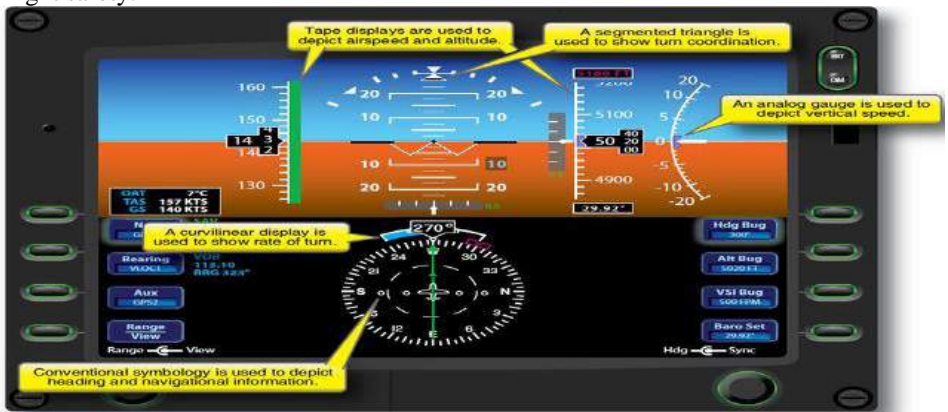


Fig. 1. Primary Flight Display

The main components and equipment of the radio navigation system include radio altimeters, global positioning systems, VHF omnidirectional beacons, rangefinders, automatic directional indicators, instrument landing systems and pointing beacons, which provide integrated radio navigation information for the aircraft.

Conclusions

The avionics system is responsible for all aircraft data network information transmission, key information recording, cockpit crew navigation information display and warning, aircraft health management, aircraft communication and flight management tasks. It is a very important part of the entire aircraft-level system.

References:

1. Avionics System. Access mode: <https://zh.wikipedia.org/zh-hans>

ARSENIDE-GALLIUM SOLAR CELLS IN AVIATION

Syrin Yaroslav

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

Recent implementations of drones and UAVs past ten years have been increased extremely, they can serve multiple purposes and can be implemented in any sphere – military, observations, dangerous environment discoveries – it can be used anywhere, providing with information for a user. However, there is a huge limitation for such devices, as a duration of the session, that requires recharge. That is where arsenide-gallium solar cells can make a huge breakthrough. It is a thin layer of solar cells that can absorb solar energy highly effectively and improve specifications.

How it works

Gallium arsenide solar cell (Fig. 1) is a compound of a gallium and arsenide, that are widely used nowadays in small electronics. Material absorbs solar radiation very effectively, so that it can be applied with a layer of only a few microns. Such thin layer application will not deteriorate aerodynamics of UAVs or drones, which underlines its superiority. With a combination of performance and resistance to radiation, these characteristics makes the cells suitable for use in the space industry also. Furthermore, adding various kinds of impurities, such as phosphorus, indium, aluminum allows customer to adjust the parameters of gallium arsenide, thus expanding the possibilities of creating solar cells with precisely defined parameters and structure.

Gallium arsenide takes a world record efficiency 28.7% for single junction, and for multi-junction efficiency could take more than 40%. Not only that, GaAs solar cells are flexible, heat-resistant, which makes it being able to be mounted on any

surface. Comparing to Silicon solar cells, it takes a huge advantage over it. For example, Gallium Arsenide is capable to change compositions of layers, which means that it is possible to adjust it to any system you want to apply it into. Apart from that, GaAs can work with radio frequencies and microwave technologies.

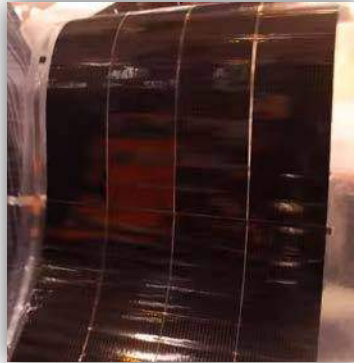


Fig. 1 – Gallium Arsenide Solar Cells

There are three technologies, which are necessary to work with for mass manufacturing. First of all, metalorganic chemical vapor deposition (MOCVD) tool allows for the simultaneous growth of thin GaAs film on top of single crystal GaAs wafers. This technology relies on the gas phase transfer of the materials to be deposited on the substrate, the deposition ultimately occurs via a chemical reaction at the substrate surface and typically results in high-quality, epitaxial thin-film deposition. Second is Epitaxial Lift Off (ELO) allows to separate GaAs film from the wafer. It is used to transfer the epi-layer to a flexible substrate and reuse the Ge or GaAs wafer to grow another epi-layer. Last but not least, matrix assembly tool allows to build customized solar modules to match customer power requirements.

GaAs can take over a huge market of different industries. There are already existing developments of aviation with electric motors, UAVs, drones – all of these could be easily improved with implementing of solar cell technology. Electric cars are now under mass manufacturing, covering the top of car with a small layer of GaAs, and performance will be extended for couple hours. There is also a reserve for future for the internet of things, like sensors, battery replacements and remote devices.

Conclusions

Gallium Arsenide technology looking really promising. Comparing to Silicon technology, it overtakes it by all parameters and it is possible to adjust the power of GaAs solar cells for the customer needs. Ultra lightweight and flexibility makes these panels to fit perfectly to Aviation and it most likely is going to be nearest future of aviation.

References:

1. Yin, Jun; Migas, Dmitri B.; Panahandeh-Fard, Majid; Chen, Shi; Wang, Zilong; Lova, Paola; Soci, Cesare (3 October 2013). "Charge Redistribution at GaAs/P3HT Heterointerfaces with Different Surface Polarity".
2. Bomhard, E. M.; Gelbke, H.; Schenk, H.; Williams, G. M.; Cohen, S. M. (2013). "Evaluation of the carcinogenicity of gallium arsenide". *Critical Reviews in Toxicology*. 43 (5): 436–466.
3. Schnitzer, I.; et al. (1993). "Ultrahigh spontaneous emission quantum efficiency, 99.7 % internally and 72 % externally, from AlGaAs/GaAs/AlGaAs double heterostructures". *Applied Physics Letters*. 62 (2): 131.
4. Shenai-Khatkhate, D V; Goyette, R; DiCarlo, R L; Dripps, G (2004). "Environment, health and safety issues for sources used in MOVPE growth of compound semiconductors". *Journal of Crystal Growth*. 272 (1–4): 816–821.

AIRCRAFT ELECTRICAL POWER SYSTEM

Zhou Zhenpeng

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

The aircraft electrical power system consists of a primary, emergency, and secondary electrical power supply, sometimes including an auxiliary electrical power supply. The main electrical power supply consists of the generator of the aviation engine transmission, the electrical power supply control protection equipment, etc., which is supplied in flight.

When the aero engine is not working (e.g. ground testing), the main electrical power supply does not work, and the auxiliary electrical power supply is used. Aircraft batteries or auxiliary electrical power units (a electrical power unit consisting of small on-board engines, generators, hydraulic pumps, etc.) are commonly used auxiliary electrical power supplies. In the event of a failure of the main electrical power supply in flight, the battery or emergency generator becomes the emergency electrical power supply.

How it works

Aircraft electrical power supply system has experienced the development process of low-voltage DC, AC and high-voltage DC, in which AC electrical power supply has experienced constant frequency, variable speed, variable speed variable frequency.

Constant-speed constant frequency AC electrical power system

The main electrical power supply is a 400-Hz, 115/200-volt three-phase AC electrical power system consisting of a constant-speed drive and alternator. Rated capacity is 20, 30, 40, 60, 90, 120 and 150 kV Ann. It uses a transformer as a secondary electrical power supply, which consists of an aircraft battery or an emergency alternator. The electrical power supply system is large in capacity, light in

weight and reliable in operation, and is suitable for high-performance, high-electrical power aircraft, such as bombers, medium- and long-range transport aircraft and fighter jets. The frequency of AC in aircraft is 400 Hz, which is much higher than the normal mains frequency. High electrical power frequency can reduce the volume of electromagnetic and electrical components such as transformers, chokes and filter capacitors in electrical equipment, and the high speed and light weight of electric motors can meet the requirements of high-speed motors such as gyroscopes.

Variable speed constant frequency AC electrical power system

The brushless AC engine and frequency converter, caused directly by the aviation engine, form the 400-Hz three-phase AC electrical power system of the main electrical power supply. In 1972, the first set of 20 kV A variable speed constant frequency AC electrical power supply installation, mainly used in advanced strike aircraft. This electrical power supply system has high electrical power quality, few moving parts and easy maintenance, and can form a brushless start/electrical power generation dual-function system.

Variable frequency AC electrical power system

The variable frequency AC electrical power system is the first AC electrical power system used on aircraft. In the variable frequency AC electrical power system, the alternator is driven directly by the engine through the decelerator, so the output AC frequency varies with the engine speed. It is mainly used on aircraft or helicopters with turboprop engines and turboshaft engines and is called a narrow variable frequency AC electrical power system.

Hybrid electrical power system

The main electrical power supply is made up of a low voltage DC electrical power supply and a variable frequency AC (sometimes constant frequency AC) electrical power supply. Battery for emergency electrical power supply, converter for secondary electrical power supply or stationary converter. Some transport aircraft and helicopters with mild and anti-ice and other equipment use a lot of electricity, their work is independent of the electrical power frequency, can use variable frequency AC. The variable frequency AC electrical power system consists of an inverter alternator and a voltage regulator moved by an aero engine, which is relatively simple. Electrical power is supplied by a low voltage DC electrical power supply system to the main electrical equipment on the aircraft, and is commonly used to start/generator.

High-voltage DC electrical power system

This electrical power supply system has the advantages of low voltage DC electrical power supply system and AC electrical power supply system: high efficiency, light weight, easy to achieve non-disruptive electrical power supply, strong anti-jamming ability, do not need constant speed transmission device, so simple, economical, convenient maintenance, but circuit switching devices, electrical power conversion devices, electrical power conversion devices and brushless DC motor is more complex.

Conclusions

Aircraft electrical equipment does not work at the same time throughout the aircraft process. Different aircraft missions or different flight stages of the same mission use different equipment. Different devices have different electrical power types, quality and electrical power requirements, and different working hours. Therefore, the electrical power of the aircraft electrical power supply system is designed according to the mission and flight stage with the greatest electrical power.

References:

1. <https://baike.baidu.com/item/%E9%A3%9E%E6%9C%BA%E7%94%B5%E6%BA%90%E7%B3%BB%E7%BB%9F/9256941?fr=Aladdin>

ATA 24 – ELECTRICAL POWER

Peng Xiao Xing

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

The F2000EX EASy uses DC power for control, operation and indication of the various systems installed in the airplane. The electrical power supply system consists of a 28 VDC on-board generation system designed to minimize electrical fluctuation and power interruption. It supplies, controls and distributes DC power to the on-board electrical equipment through three main buses (LH, ESS and RH buses).

How it works

The system is powered by two engine-driven generators and two batteries. It can also be supplied by an Auxiliary Power Unit (APU) driven generator. On ground, it can be supplied by an external DC Ground Power Unit (GPU).

On ground, two 24 V (36 Ah) Ni-Cad batteries provide the primary source of DC power to the entire distribution system prior to APU starting. The BAT 1 supplies electrical power for starting the APU. As soon as one generator is connected, batteries are reloading and flatten generator electrical spikes. They are also capable of an emergency in-flight source of power for a limited period if all engine-driven generators fail. In that case, battery autonomy would be around 78 min (including 5 troubleshooting minutes) with maximum load shedding.

The Auxiliary Power Unit (APU) is equipped with a starter-generator. On ground, it is capable of power the entire DC electrical system, in addition to charging batteries. It is rated at 9 kW and regulated at 28.5 VDC by its associated GCU.

An approved 28 VDC Ground Power Unit (GPU) may be used for prolonged periods to power the DC system in order to facilitate maintenance and servicing. The GPU may also be used for APU starting (recommended power is 1,000 A). When the GPU is connected and operating, generators and batteries are automatically

disconnected from buses. If the airplane is equipped by the option charging batteries by GPU then it is possible to connect batteries to the buses when GPU is connected.

Feeder cables are protected by current fuses located inside the two main electrical boxes. Circuit protection is provided by conventional trip-free circuit breakers located on the circuit breakers panel.

The circuit breakers panel is divided into different sections. Each section, delimited by different colored frames, corresponds to airplane major systems. In case of failure of one engine-driven generator, certain items, not essential for the flight, are automatically load-shed.

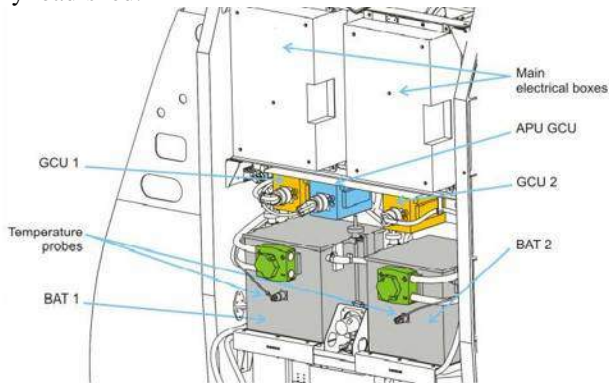


Fig. 1. Electrical Power Units [1]

The auto load-shed system is disabled when the airplane is on the ground, allowing normal operation of all cabin facilities. The BUS TIED rotary switch normal flight position is vertical, isolating left side buses from right ones. In case of overvoltage or short-circuit on one side, the other side is not affected. The ESS and MD buses can be temporary tied, for ground operations with no engine-driven generator assistance for example. When ESS and MD buses are tied, the contactor provides protection between them in case of overload on one side.

Conclusions

The electrical power supply system in turn consists of systems for generating electricity and its distribution. The electrical power generation system is usually divided into several independent or parallel operating channels, each of which includes a generator drive, regulating protective equipment, and a network area from the generator to the central distribution device. The system of distribution the electrical power is called a set of devices used in the transmission of electrical energy from the central distribution device to distributive devices and from them to consumers of electrical energy.

References:

1. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

2. MONRONEY, MIKE. "FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION JOINT AIRCRAFT SYSTEM/COMPONENT CODE TABLE AND DEFINITIONS" (PDF). FA A. Retrieved 22 November 2013.

AVIONICS SYSTEM TECHNOLOGY

Wang Zhi Wei

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering), Associate Professor

Introduction

1.1 Discrete structure. From the beginning of the 20th century to the 1950s, modern military aircraft were in the discrete structure stage. The measurement equipment of combat aircraft was mainly fire control radar and optical sight. Its subsystem has its own unique display, sensor, controller and computer, and the central computer does not control the entire system. This structure is suitable for strong specificity, but it is difficult to exchange a large amount of information, and the flexibility is poor. If it is to be adjusted, it must be realized by processing the hardware system.

1.2 Centralized structure. From the 1950s to the 1970s, the development of microelectronics technology became faster and faster, and avionics systems faced many urgent problems. The US Air Force Wright Laboratory began to introduce the digital avionics information system to the public. Using LSL and MSI, the control part and avionics system can be integrated. At that time, because the subsystems were all analog, the integrated performance effect was greatly reduced.

1.3 Joint structure. From the 1970s to the 1980s, the joint structure appeared under the background of the development of software technology, microcomputer technology and digital communication.

1.4 Comprehensive shared structure. After the 1980s, microelectronics technology developed faster, and ASIC technology promoted the enhancement of the volume, performance and reliability of electronic systems. Wright Lab hopes to expand the scope of integration to the antenna aperture and RF channel level through the Pavepace project.

How it works

Through the application of microelectronic technology, military aircraft have greatly improved various capabilities, such as air-to-air combat capabilities; precision-guided weapons have the ability to attack the ground. This is the same as the application of microelectronics technology.

2.1 Ultra-high-speed integrated circuits. Ultra-high-speed integrated circuits are components that make up avionics. In the third and fourth generation fighters, we mainly adopt silicon ultra-high-speed integrated circuits. Ultra-high-speed integrated circuits have allowed the miniaturization of electronic devices, greatly reducing the

total number and volume of integrated circuits. Equipment failures have also been reduced. Speed up data processing speed and increase storage capacity. However, silicon ultra-high-speed integrated circuits cannot fully meet our requirements, and gallium arsenide integrated circuits are more efficient than silicon ultra-high-speed integrated circuits. It is foreseeable that the application prospect of gallium arsenide integrated circuits in avionics will be more extensive.

2.2 Dedicated integrated circuits. According to the needs, the microelectronic chip of the special integrated circuit is manufactured and used in the avionic system to improve the performance. Equipment confidentiality is enhanced. The fourth-generation aircraft in the United States has already applied application-specific integrated circuits, mainly assembled in confidential microelectronic components such as communications. The manufacturing cost of ASIC is relatively high, so this also hinders its development.

Development trend of avionics system

3.1 The role of new microelectronics in promoting avionics. Modern weapon systems benefit from the application of microelectronics in the aviation field, and have been unprecedentedly enhanced in terms of combat capability and power. With the continuous development of microelectronics technology, its volume is getting smaller and more reliable, which can realize the function improvement and miniaturization of the whole machine.

3.2 The development of microelectronics technology in aviation microprocessors. In the display control processor and the task processor, the aviation micro-processing chip is indispensable. With the improvement of the processing power of the aviation micro-processing chip, the data processing and analysis ability of the task computer is also continuously improved. Mainly manifested in two aspects.

Conclusions

The development of microelectronics technology will inevitably lead to the continuous innovation of avionics, and will make great progress in performance and function. With the continuous development of technology, the mode of war has also undergone major changes. Microelectronics technology will play an irreplaceable role in the current field of war technology. Avionics equipment has experienced discrete and combined types. , Continue to deepen and improve. It is conceivable that in the future, with the continuous development of microelectronics technology, it will inevitably promote a more complete avionics system, and continue to develop towards the goal of modularization, integration and intelligence.

References:

- 1.Hostenson E T, Li C , Chou T W, Nanoco mposites in context [J]. Composite Science and Technology , 2005 ,65(3/4):491512
- 2.Avionics Systems. Access mode: <https://www.wenmi.com/article/pyspdi05fjm8.html>
Avionics System Electronic Technology Paper. Jiang zhengying

INTEGRATION OF HETEROGENEOUS DATA OF THE AVIATION ENGINE CONTROL SYSTEM

Tovkach S.S.

National Aviation University, Kyiv

Introduction

The quality of intersystem information interaction in aviation engine control systems largely depends on the volume and structure of the transmitted data [1].

The transfer of data is accompanied by a solution to the problem: on the one hand, it is necessary to transfer as detailed information as possible so that the receiving party can correctly interpret the received data, on the other hand, not all available data are transferred, which is due to the observance of the confidentiality mode.

In this regard, when implementing information interaction in aviation engine control systems, preliminary data conversion is required in order to generate their representation in a format understandable for the receiving side, but taking into account the restrictions imposed by the transmitting side [1].

How it works

When constructing control systems for aviation engines in conditions of parametric uncertainty, only one technological scheme of data processing can be independently implemented, which is based on the method of teaching pattern recognition. The effectiveness of the functioning of such a system is assessed by two main indicators: accuracy, duration of the learning process for making control decisions.

When analyzing the engine control system scheme (Figure 1) for the accuracy indicator in the absence of a priori information about the parameters of the object, at the same time obtaining a posteriori information in the process of multiple evaluation, it is advisable to integrate the technological construction schemes (integration methods).

For the duration of the learning process, the integration of information technologies for processing measurement data (information flows) can be proposed.

Hybrid approach. The methods used by data integration applications depend on both the needs of the enterprise and the technology requirements [1].

The data integration application uses a hybrid approach that includes several integration methods. An example would be Customer Data Integration (CDI) is providing a consistent picture of customer information.

The simplest approach to CDI is to create a consolidated warehouse of customer data from primary systems. The backlog of information in the consolidated warehouse will depend on the mode of data consolidation (operational or packet) and on the frequency of updating this information.

Another approach to CDI is data federation, defining virtual representations of customer data in primary systems.

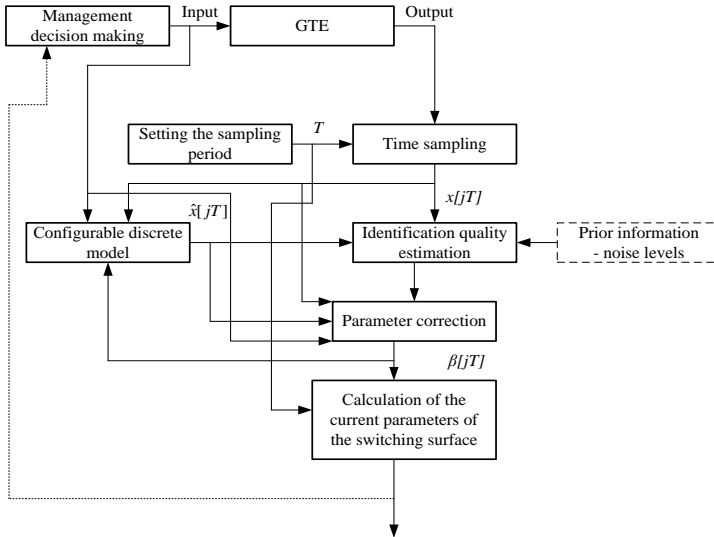


Fig. 1. Engine control system scheme

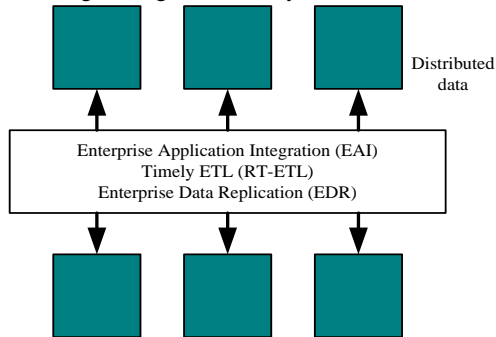


Fig. 2. Data dissemination

Conclusions

A hybrid approach with data dissemination (Figure 2), that uses data consolidation and federation, can also be implemented. General customer data (name, address) can be consolidated into one warehouse, and data that is specific to the primary application (packet) can be federalized. If a customer updates their name and address during a transaction, then these changes can be sent to the consolidated data warehouse and from there propagated to other primary systems.

References:

1. *Giuseppe Fusco, L. Aversano*. An approach for semantic integration of heterogeneous data sources, *PeerJ Computer Science* 6(02), 2020, pp. 1-30. DOI: 10.7717/peerj-cs.254.

ELECTRICAL SELF CONTAINED NETWORK COMPONENTS

Ling Zihao

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

An aircraft electrical system is a self contained network of components that generate, transmit, distribute, utilize and store electrical energy.

An electrical system is an integral and essential component of all but the most simplistic of aircraft designs. The electrical system capacity and complexity varies tremendously between a light, piston-powered, single-engine general aviation aircraft and a modern, multi-engine commercial jet aircraft. However, the electrical system for aircraft at both ends of the complexity spectrum share many of the same basic components.

All aircraft electrical systems have components with the ability to generate electricity. Depending upon the aircraft, generators or alternators are used to produce electricity. These are usually engine driven but may also be powered by an APU, a hydraulic motor or a Ram Air Turbine (RAT). Generator output is normally 115-120V/400HZ AC, 28V DC or 14V DC. Power from the generator may be used without modification or it may be routed through transformers, rectifiers or inverters to change the voltage or type of current.

The generator output will normally be directed to one or more distribution Bus. Individual components are powered from the bus with circuit protection in the form of a Circuit Breaker or fuse incorporated into the wiring.

The generator output is also used to charge the aircraft battery(s). Batteries are usually either of the lead-acid or NICAD types but lithium batteries are becoming more and more common. They are used for both aircraft startup and as an emergency source of power in the event of a generation or distribution system failure.

How it works

Electric Power Generation.

An airplane contains two major electrical circuits and one alternate circuit. The two circuits, one on each side of the aircraft, are linked to a generator. It is this generator that produces electricity, using the mechanical energy supplied by one of the engines. This is what we call electric power generation.

Labinal Power Systems (Safran) produces alternating-current (AC) and direct-current (DC) electrical power generators, as well as the corresponding Generator Control Units (GCUs) at its plants in Pitstone (UK) and Twinsburg (USA).

Electric Power Distribution.

The electricity produced by the generators is transported to the "electrical cores" by thick cables known as "feeders." These cores, which take the form of electrical cabinets or boxes, receive the electricity produced by the generators.

The constant speed governor consists of: sensitive element, error detector, amplifier, servo mechanism, control device and drive unit.

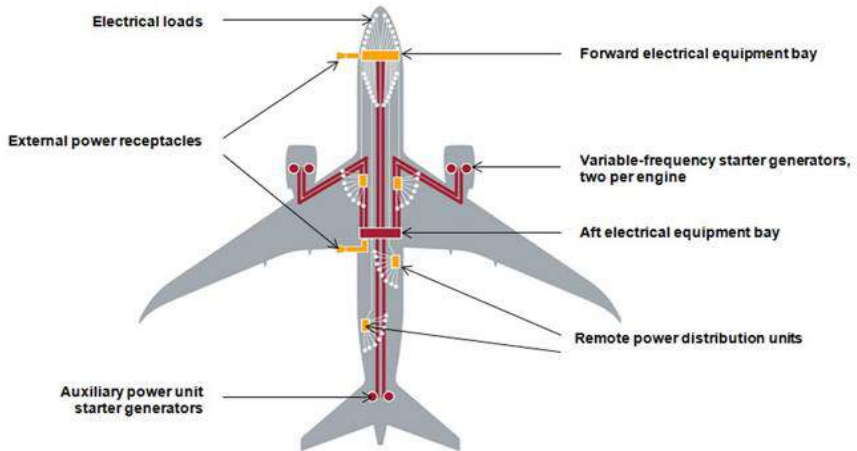


Fig. 1. Aircraft electrical power supply systems

Conclusions

The electrical system of the aircraft is divided into power distribution system and power generation system. The power generation system is divided into primary power generation, secondary power generation, and emergency power generation.

Aircraft electrical equipment cannot work at the same time during the entire aircraft process. Different aircraft missions or different flight phases of the same mission use different equipment. Different devices have different electric power types, quality and electric power requirements, and different working hours. Therefore, the power of the aircraft power system is designed with the maximum power according to the mission and flight phase.

References:

1. Electrical Power. Access mode: https://www.safran-electrical-power.com/media/20151109_more-electric-aircraft-how-does-electricity-work-plane
2. Skybrary. Access mode: https://www.skybrary.aero/index.php/Aircraft_Electrical_Systems

AIRCRAFT ELECTRICAL POWER DISTRIBUTION SYSTEM

Luo Mian

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

Electrification of avionic equipment and subsystems fulfills extremely tight requirements with regard to reliability and safety. The main function of an electrical system is to generate, regulate, and distribute power throughout the airplane. Aircraft performance is directly connected with the reliability of electrical systems and subsystems [1]. Generally, aircraft electrical systems utilize both AC and DC power.

How it works

The distribution systems used in modern aircraft create a complexity that impacts power system design, physical layout of components, wire routing, and wire selection. The benefit of these complex systems is that they can route power around localized faults to maintain airworthiness. One such example among modern aircraft is the Boeing 787 Dreamliner. The Boeing 787 runs power from the generator to the electrical equipment bay, then distributes the power from various locations within the aircraft

AC BUS DISTRIBUTION SYSTEM

The distribution system consists of five three-phase ac buses, which are listed below: • Left main ac bus • Right main ac bus • Monitor ac bus • Ac essential number one bus • Ac essential number two bus The left and right main ac buses provide power to nonessential equipment throughout the aircraft. The monitor ac bus currently has no load attached to it. When used, it provides power to nonessential equipment only. With both generators operating, ac essential buses number one and number two and the 115-volt ac instrument bus power safety-of-flight equipment. The main generators normally supply power to these two buses, but they also tie in to the emergency generator when it is in operation. A step-down transformer supplies 26 Vac for instruments and navigation systems. The output of the transformer also provides power to safety-of-flight equipment

DC BUS DISTRIBUTION SYSTEM

The main sources of dc power are the left and right TR units. These units receive power from the left and right main ac, three-phase buses, respectively. The left and right main dc buses provide power to nonessential dc systems. When both generators are operating, the monitor bus provides power to nonessential equipment only. The automatic flight control system (AFCS) bus and essential buses numbers one and two provide power to safety-of-flight equipment. The TR units normally supply these three buses, but they receive power directly from the emergency generator when it is in operation.

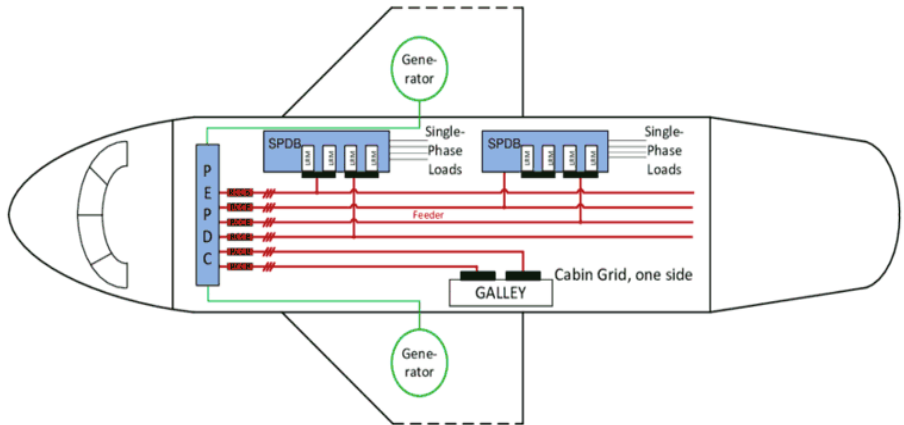


Fig. 1. Aircraft Electrical Power Distribution System

The two main generators and two TR units of an external ac power source provide electrical power. If engines are operating and hydraulic pressure is available, the emergency generator is available as a source of power. Switching between power supply systems is automatic without pilot action. However, the pilot can selectively isolate power sources and the distribution system in emergency situations. When operating normally, the buses receive power through a series of contacts and logic situations, depending on the power source(s) in use. Normal power sources include external power and the left and right generators. Grounded and ungrounded, single-phase and polyphase systems also are discussed.

Conclusions

Aircraft performance is directly connected with the reliability of electrical systems and subsystems. Generally, aircraft electrical systems utilize both AC and DC power. As the aircraft industry is moving towards the all electric and More Electric Aircraft (MEA), there is increase demand for electrical power in the aircraft. The trend in the aircraft industry is to replace hydraulic and pneumatic systems with electrical systems achieving more comfort and monitoring features. Moreover, the structure of MEA distribution system improves aircraft maintainability, reliability, flight safety and efficiency.

References:

1. Electric flight. Access mode: <https://www.airbus.com/innovation/future-technology/electric-flight.html>.
2. Thomas K. Eismín. Aircraft Electricity and Electronics, McGraw-Hill Education, 2013, 521 p. ISBN-13:978-0071799157.

AUTOMATIC CONTROL SYSTEM

Yuan Ziwei

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

ASC consists of an Engine as controlled object, and several automatic devices, which are matched with an engine by the property and which have an influence upon the engine operation process in a such way that required performance of GTE are obtained.

So, the engine is first component of any ACS. The engine components characteristics such as rotor moment of inertia, work volume of combustion chamber, air flow rate, fuel flow rate influence characteristics of automatic devices, which are used in certain ACS. That is why for each new engine the new ACS must be created and developed.

How it works

The constant speed governor consists of: sensitive element, error detector, amplifier, servo mechanism, control device and drive unit.

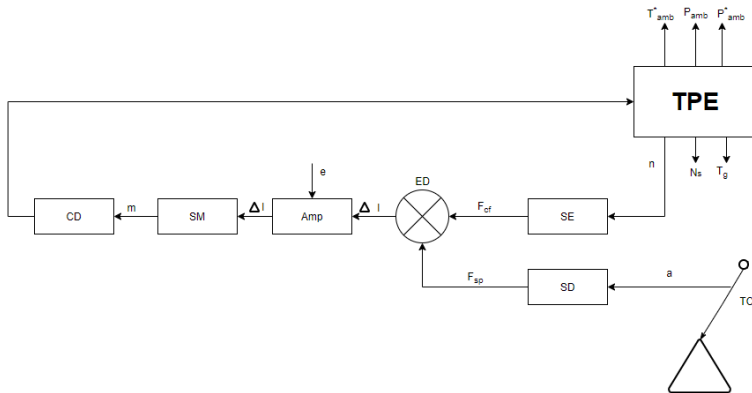


Fig.1 Indirect action speed governor without feedback of AI-24[^]

SE-sensitive element sensors and measure continuously the actual value of rotational speed and to transform measured value into centrifugal force.

SD-drive unit sets up desired value of rotational speed.

ED-error detector compares current value and desired value of rotational speed.

Ampl-amplifier is used to amplify the parameter.

SM-servo mechanism used to correct the performance of error detector.

CD-control device change the current value of controlling factors.

In this functional diagram the rotor rotational speed n is an input signal for a tachometric sensitive element (SE), and the centrifugal force F_{cf} is an output signal of

SE. The α_{pcl} is the input signal of drive unit(SD). The output signal spring force F_{sp} of drive unit (SD). The centrifugal force F_{cf} and F_{sp} is directed to error detector (ED). The signal Δl_1 from the ED is amplified and Δl_2 enters the servomechanism (SM), and its output signal of control device (CD)is the angle of the propeller blades setting.

Conclusion

The number of degree of freedom is 2. Since the AI-24 is designed for a sufficiently high altitude, in order to reduce the weight of the engine, its automatic control system changes fuel consumption at maximum mode according to two different control laws depending on flight altitude H.

At altitude less than the power limit altitude ($H \leq H_{lim}$), the automatic fuel metering unit changes the flow rate Gf to ensure that the constant value of the torque power of the engine N_{torq} is maintained at the maximum level ($N_{torq \max}$).

At altitude greater than the altitude of the power limit ($H \geq N_{lim}$), the ADT-24 changes the fuel consumption so as to maintain a constant maximum value of the gas temperature in front of the turbine $T_g = \text{const}$.

References:

1. Electric flight. Access mode: <https://www.airbus.com/innovation/future-technology/electric-flight.html>.
2. *Thomas K. Eismín*. Aircraft Electricity and Electronics, McGraw-Hill Education, 2013, 521 p. ISBN-13:978-0071799157.

BOEING 787 AVIONICS SYSTEM

Wu Congying

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

How it is work

The Boeing 787 aircraft adopts a large number of advanced technologies and the latest research results of the aviation industry, which will play a vital role in reducing the operating cost of the aircraft and improving the reliability of the aircraft, but it will also bring to the traditional aviation maintenance industry. Serious challenges.

All the energy on the Boeing 787 aircraft comes from the aircraft's power system, eliminating the traditional air source system. This design optimizes the use of aircraft energy and improves engine efficiency. As the various components of the air supply system (valves, pipes, etc.) are eliminated, the weight of the aircraft is greatly reduced, the reliability of the system is significantly improved, and the maintenance cost of the aircraft can also be effectively reduced.

The power system of the Boeing 787 aircraft is very different from the previous Boeing aircraft. The power supply on the aircraft is composed of four 230V AC 250kW inverter generators installed on the engine and two 230V AC 225kW inverter

generators installed on the APU. , The frequency conversion system replaces the traditional constant frequency system, and this frequency conversion power system is also applied on the Airbus A380. After frequency conversion, rectification, and variable voltage distribution, the power supply forms the four power modes of the aircraft, namely the traditional 115V AC and 28V DC and the new 230V AC and 270V DC. Among them, 230V AC and 270V DC power supplies are mainly used for system components driven by air supply systems in the past.

References:

1. Electric flight. Access mode: <https://www.airbus.com/innovation/future-technology/electric-flight.html>.
2. *Thomas K. Eismín*. Aircraft Electricity and Electronics, McGraw-Hill Education, 2013, 521 p. ISBN-13:978-0071799157.

AIRCRAFT ELECTRICAL POWER SUPPLY SYSTEMS

Hu Haohao

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

The electric power supply system is one of the most important research areas within sustainable and energy-efficient aviation for more- and especially all electric aircraft.

An electrical power supply system is a set of devices intended for the production, transformation and distribution of electric energy with regulatory, control and protective equipment and the system of consumers.

The main function of the Aircraft Electrical Power Supply Systems is to generate electricity and transmit the electric energy generated by the aircraft generator to the electrical equipment.

How it works

The electrical power supply system (EPSS) in turn consists of systems for generating electricity and its distribution. The electrical power generation system is usually divided into several independent or parallel operating channels, each of which includes a generator drive, regulating protective equipment, and a network area from the generator to the central distribution device (CDD). The system of distribution the electrical power is called a set of devices used in the transmission of electrical energy from the CDD to distributive devices (DD) and from them to consumers of electrical energy.

All aircraft electrical systems have components with the ability to generate electricity. Depending upon the aircraft, generators or alternators are used to produce electricity. These are usually engine driven but may also be powered by an APU, a hydraulic motor or a Ram Air Turbine (RAT).

An airplane contains two major electrical circuits and one alternate circuit. The two circuits, one on each side of the aircraft, are linked to a generator. It is this generator that produces electricity, using the mechanical energy supplied by one of the engines. This is what we call electric power generation.

Like most engine-driven vehicles, airplanes generate electricity using either an alternator or generator. These devices use the engine's rotational power to spin magnets mounted within a field coil, which produces electricity.

The aircraft power distribution system then transmits the electric energy generated by the aircraft generator to the bus bar in different wire systems and different distribution modes, and then to the electrical equipment through the bus bar.

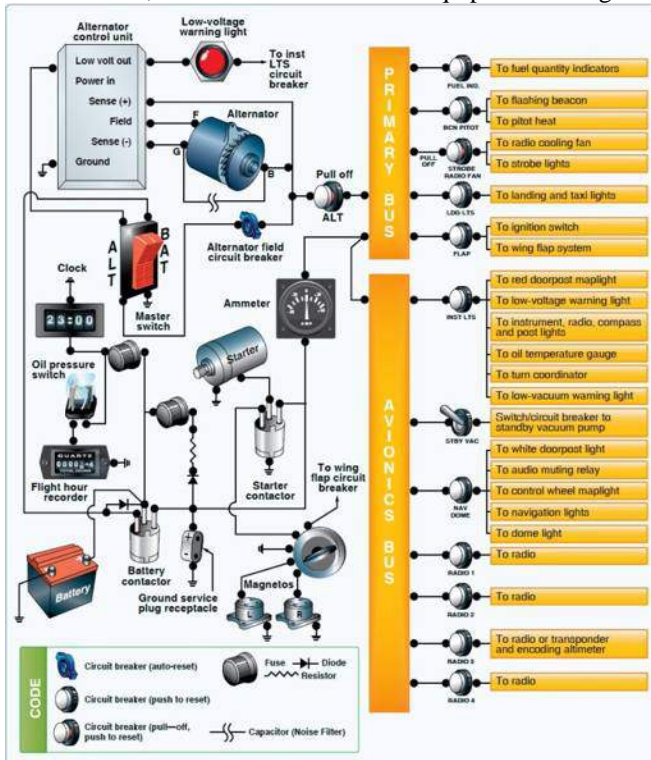


Fig. 1. Aircraft Electrical Power Distribution System

Conclusions

As an aircraft becomes increasingly more electric (i.e., hydraulic and pneumatic systems are replaced with electric systems), the electric power system becomes increasingly critical for safe operation. Electricity is essential to the operation of the aircraft, and the aircraft power supply system ensures the normal operation of the aircraft. Promote the power supply system more perfect, safe and reliable, efficient is what we should do in the future.

References:

1. Access mode: <https://www.cfinotebook.net/notebook/operation-of-aircraft-systems/electrical>.
2. Aircraft Electrical Systems. Access mode: <https://www.skybrary.aero/index.php/>.
3. Access mode : <https://baike.baidu.com/item>.

**AIRCRAFT BATTERY CONNECTION TECHNOLOGY
IN ELECTRICAL POWER SYSTEM**

Jin Bo

National Aviation University, Kyiv

*Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),
Associate Professor*

Introduction

Aircraft electrical power can be derived from a variety of sources; these are categorized as either primary or secondary. Batteries are primary sources of electrical power found on most aircraft delivering direct current. There are several types of battery used on aircraft, defined by the types of materials used in their construction; these include lead-acid and nickel-cadmium batteries. The choice of battery type depends mainly on performance and cost. Other types of battery are being considered for primary power on aircraft; these include lithium and nickel-metal hydride. Electrical power delivered by batteries is used for a variety of applications, e. g. lights, radios, instruments, and motors. This paper focus on the battery connection.

How it works

The main aircraft battery is a primary source of electrical power; its use can be controlled by the pilot or by automatic means. The main battery provides autonomous starting for the engine(s) or auxiliary power unit (APU) when external ground power is not available. Typical current requirement during APU starting is 1000A, albeit for a short period of time. Batteries also supply essential loads in the event of generator failure. It is an airworthiness requirement that the main battery(s) supplies essential services for a specified period of time. Other aircraft systems are supplied with their own dedicated batteries, e.g. aircraft emergency lights. Individual computers use their own battery sources to provide non-volatile memory. Battery type and maintenance requirements have to be understood by the aircraft engineer to ensure safe and reliable operation and availability.

These depend on the type of battery and aircraft installation. On smaller aircraft the cable connections simply fit over the terminal lugs and are secured with a nut, bolt and washers. On larger aircraft, the main batteries have quick-release connectors, see Fig. 1. These provide protection for the terminals and cable connections, the aircraft connector is a plastic housing with two shrouded spring-loaded terminals (for connecting the battery cables) and a hand-wheel with lead-screw. The battery connection is a plastic housing integrated into the casing; it contains two shrouded

pins and a female lead screw. When the two halves are engaged, the lead screws are pulled together and eventually form a lock. This mechanism provides good contact pressure and a low resistance connection. The main battery(s) is connected into the aircraft distribution system.

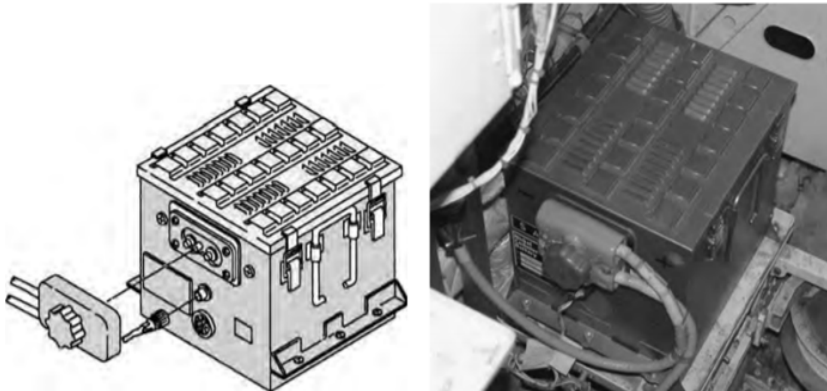


Fig. 1. Batter connections

Conclusions

Batteries must not be exposed to temperatures or charging currents in excess of their specified values. This will result in the electrolyte boiling, rapid deterioration of the cell(s) eventually leading to battery failure. Removal of the aircraft battery can result in loss of power to any clocks that are electrically. It will usually be necessary to check and reset the clocks on the flight deck when battery power is eventually restored.

Some aircraft main batteries are heavy and may require a hoist for removal/installation into the aircraft.

References:

1. Operation of aircraft electrical system: <https://www.cfinotebook.net/notebook/operation-of-aircraft-systems/electrical>.
2. Mike Tooley and David Wyatt. Aircraft Electrical and Electronic Systems Principles, operation and maintenance. First edition 2009. ISBN: 978-0-7506-8695-2

ПРИНЦИПИ ПОБУДОВИ ПЕРСПЕКТИВНИХ СИСТЕМ ЕЛЕКТРОПОСТАЧАННЯ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

Цибульська Т.П.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Снчев С.В., д-р техн. наук, доц.

Електроенергія є одним з основних видів енергії, використовуваної на борту повітряних суден (ПС). За появи нових типів ПС [1], зміни технічних

вимог змінюється як якісний і кількісний склад систем електропостачання, удосконалюються його характеристики. Підвищення рівня електрифікації ПС, природно, буде супроводжуватися збільшенням потужності як джерел електричної енергії, так і системи електропостачання (СЕР) в цілому. Дослідження показали [2], що потужність СЕР ПС має бути збільшена приблизно в 2–3 рази залежно від типу ПС, а потужність одного каналу генерування може досягати 300 кВ·А. В даний час на закордонних літаках з підвищеним рівнем електрифікації вже встановлюються генератори, потужність яких перевищує 200 кВ·А.

Так, на літаку Boeing 787 встановлюються 4 основних генератора змінного струму потужністю 250 кВ·А кожен, які приводяться в обертання від авіаційних двигунів і два генератори потужністю 225 кВ·А, а загальна встановлена потужність джерел електричної енергії складає 1450 кВ·А.

На теперішній час [3] перспективними є СЕР змінного струму змінної частоти (у діапазоні 360-800 Гц) і система електропостачання постійного струму підвищеної напруги ($U=270$ В). Пропонується на "повністю електричному літаку" підняти рівень напруги змінного струму в 2 рази, а постійного струму – в 10 разів по відношенню до загальноприйнятих в даний час рівням. Підвищення рівня напруги призводить до зменшення величини струму і відповідного зменшення електричних втрат.

Для підтримки напруги генераторів в заданих межах в статичних та динамічних режимах використовують регулятори напруги [1]. Крім того, регулятори напруги забезпечують рівномірний розподіл струмів між паралельно працюючими генераторами постійного струму або реактивних складових струму між генераторами змінного струму. Система регулювання напруги (рис.) складається з об'єкта регулювання ОР і регулятора, що включає пристрій: вимірювальний ВП, задаючий ЗП, порівняльний ПП, підсилювальний ПіП, виконуючий ВикП і коригуючий КП. У ряді регуляторів деякі з цих елементів відсутні, а деякі об'єднані [1].

Керованим об'єктом є генератор постійного струму або синхронний генератор. Напруга об'єкта регулює керуючий орган, що представляє собою частину об'єкта – обмотку збудження генератора або обмотку збудження збудника. У деяких регуляторах вимірювальний пристрій - перетворювач регульованої величини у величину іншої фізичної природи, зручною для подальшого використання. Характерною властивістю ВП є досить мале споживання енергії. Це означає, що воно практично не робить впливу на стан регульованого об'єкта, тобто на значення регульованої величини.

Задаючий пристрій служить для встановлення необхідного значення регульованої величини. Як і ВП, воно часто є перетворювачем. Величина на виході ЗП повинна бути однаковою фізичної природи з величиною на виході ВП. Порівнюючий пристрій виявляє відхилення регульованої величини від заданого значення (сигнал похибки).

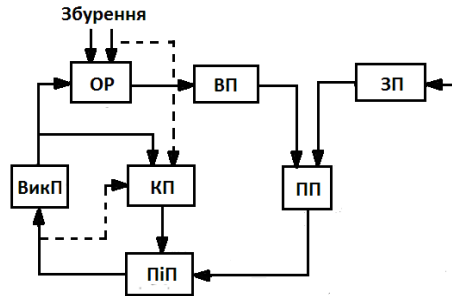


Рис.1 Функціональна схема системи регулювання напруги

Для стабілізації напруги авіаційних генераторів найчастіше використовують принцип регулювання за відхиленням або комбінований принцип, який полягає в тому, що в системі одночасно використовують принципи регулювання за відхиленням і збуренням. У комбінованій системі регулювання, як правило, вимірюється одне збурення – струм навантаження.

За способом формування сигналу управління, тобто в залежності від характеру впливу на обмотку збудження, регулятори напруги можна поділити на безперервні і дискретні. У регуляторах напруги безперервної дії керуючий вплив, зазвичай пропорційний сигналу похибки, являє собою безперервну функцію. До таких регуляторів відносяться всі кутові регулятори і деякі регулятори напруги на магнітних підсилювачах. У регуляторах напруги дискретної дії керуючий вплив залежить від дискретних значень сигналу похибки. За способом дискретизації (способом квантування) розрізняють три види регуляторів напруги дискретної дії: імпульсні, релейні та цифрові.

Список використаних джерел:

1. Системы электроснабжения летательных аппаратов: учебник / Под ред. С.П. Халютина. М.; Изд. ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010. - 428 с.
2. Волокитина Е.В. Исследования по созданию системы генерирования и запуска маршевого двигателя в концепции полностью электрифицированного самолета. Часть II / Электроника и электрооборудование транспорта, 2013. №3. С.16–22.
3. Воронович С., Каргопольцев В., Кутахов В. Полностью электрический самолет // Авианорама. – 2009. – С. 14-18.

ПЕРСПЕКТИВИ ТА РОЛЬ ТЕХНОЛОГІЇ 3D-ДРУКУ В ЗАДАЧАХ ВИГОТОВЛЕННЯ ВИРОБІВ ЗІ СКЛАДНИМИ ПОВЕРХНЯМИ

Мищенко О.Ю.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Єнчев С.В., д-р техн. наук, доц.

3D друк – це інструмент, що дозволяє переходити від концепції (3D-моделі) до безпосередньої матеріалізації об'єкта, незалежно від форми об'єкта, скорочуючи час між концептуальним дизайном і виготовленням продукту.

Технології 3D-друкування з'явилися лише кілька десятиліть тому, але вони динамічно розвиваються і вже використовуються в значній кількості сфер людської діяльності. Наприклад, у медицині розроблено перші 3D-принтери, за допомогою яких можна друкувати елементи для ортопедії та хірургії, і з кожним роком з'являються нові сфери застосування даних технологій, включно із друкуванням органів. Активніше технології використовуються у промисловості. Наприклад, компанія Voing вже використовує 3D-друкування для виготовлення та проектування своїх двигунів. Дослідники з Університету Саунгемптон змогли на 3D-принтері повністю виготовити безпілотний літак (дрон).

3D-друкування є адитивною технологією. Адитивні технології – одна з форм технологій адитивного виробництва, з використанням якої тривимірний об'єкт створюється шляхом накладання послідовних шарів матеріалу (процес друкування або вирощування).

Переваги використання сучасних 3D-принтерів очевидні: зниження собівартості виготовлення продукції та скорочення термінів її появи на ринку, моделювання елементів довільної форми і складності, швидкість та досить висока точність виготовлення, можливість використання різних матеріалів для 3D-друкування. У галузі промислового виробництва для проектування нової продукції завжди необхідно створювати моделі – прототипи майбутньої продукції. Зазвичай для цих цілей використовуються такі традиційні методи, як механічна обробка та лиття. На виготовлення дослідного зразка витрачаються тижні або навіть місяці кропіткої роботи. Це досить дорогий та трудомісткий етап виробництва.

Використовуючи 3D-принтери, можна значно прискорити весь процес. Таким чином економляться ресурси та час. Особливо це актуально для машинобудування та багатьох інших галузей виробництва. Аналіз створеного за допомогою 3D-друкування макету допомагає знайти недоліки в конструкції ще на етапі розробки.

Список використаних джерел:

1. Акбутин Э. А., Доромейчук Т. Н. 3D-принтер: история создания машины будущего // Юный ученый. — 2015. — №1. — С. 97-98.3.

2. Для чего нужен 3д-принтер [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://3dprint54.ru/dlachegopechat.html>

АСИНХРОННИЙ ДВИГУН З ПОКРАЩЕНИМИ ПУСКОВИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Пікуль М.О.

Національний авіаційний університет, Київ

Науковий керівник – Тихонов В.В., к-т техн. наук, доц.

Широкого поширення набули асинхронні двигуни з короткозамкненим ротором. Недоліками даного пристрою є неможливість регулювання швидкості обертання та залежність швидкості обертання від навантаження на валу. Для вирішення даної задачі запропоновано модель асинхронного двигуна з покращеними пусковими характеристиками.

Конструкція цієї моделі складається з торцевого ротора та двох рознесених статора. До другого статора кріпиться магнітний шунт для можливості регулювання швидкості обертів асинхронного двигуна. Ротор має дві обмотки, одна з яких виконана у вигляді стрижнів з мідного сплаву, а друга – з матеріалу з підвищеним питомим опором з метою збільшення пускового моменту. Ротор кріпиться за допомогою маточини на валу. Переріз стрижнів короткозамкненої обмотки з мідного сплаву обирається таким чином, щоб при номінальному режимі роботи двигун мав мінімальне ковзання.

Основними характеристиками пуску асинхронного двигуна є пусковий момент і величина пускового струму. Необхідно задовольнити наступні вимоги [1-3]:

1) пусковий момент повинен перевищувати зовнішній момент. Ротор двигуна прийде в обертання і досягне номінальної частоти обертання, якщо пусковий момент, створений двигуном, буде більше моменту опору на валу, створеного приводним механізмом

2) пускові струми повинні не перевищувати допустимих значень. Пусковий струм необхідно обмежити значенням, яке не є небезпечним для нормального режиму роботи мережі, механічної і термічної міцності основних елементів двигуна.

3) схема пуску повинна бути по можливості простою, а число і вартість пускових пристроїв мінімальними.

На рис. 1. зображена конструктивна схема (поздовжній переріз), який складається з статора 1, статора 2 з магнітним шунтом 3, корпусу 4, ротора 5, розміщеного за допомогою маточини 6 на валу 7.

Статор 1 має магнітопровід 8, який виконується крученим з стрічкової електротехнічної сталі порожніми з радіальними відкритими пазами на одному торці, де розміщується тороїдальна трифазна обмотка 9.

Статор 2 має магнітопровід 10, який виконується крученим з стрічкової електротехнічної сталі порожніми з радіальними відкритими пазами на обох торцях, де розміщується тороїдальна трифазна обмотка 11.

3 статором 2 стикається магнітний шунт 3, який має магнітопровід 12, виконаний крученим з стрічкової електротехнічної сталі порожнистим з радіальними відкритими пазами на одному торці, де розміщується тороїдальна обмотка підмагнічування 13.

3 метою зменшення зазорів в стиках магнітопроводу 10 статора 2 і магнітопроводу 12 магнітного шунта дотичні торці повинні достатньо точно оброблятися.

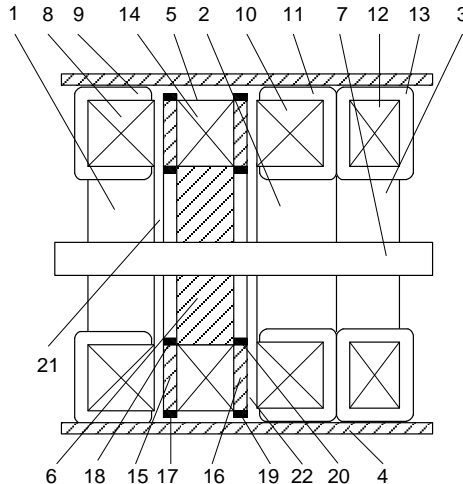


Рис. 1. Конструктивна схема (поздовжній переріз) асинхронного двигуна з покращеними пусковими характеристиками

Ротор 5 має магнітопровід 14, який за допомогою маточини напресований на вал 7. Магнітопровід 14 виконується крученим з стрічкової електротехнічної сталі має пази з обох торців де розміщені обмотка 15 і обмотка 16.

На рис.2 наведено поперечний переріз ротора в місці розташування обмотки 15. Обмотка 15 виконана у вигляді стрижнів з мідного сплаву. Торці стрижнів замкнуті накоротко кільцями 17 і 18. Переріз стрижнів короткозамкненої обмотки 15 обирається таким, щоб при номінальному режимі роботи двигун мав мінімальне ковзання.

Обмотка 16, рис. 1, виконана у вигляді стрижнів і сплаву з металу (бронзи) з підвищеним питомим опором. Торці стрижнів замкнуті накоротко кільцями 19 і 20.

Між магнітопроводом 8 статора 1, магнітопроводом 10 статора 2 і ротором з торцевих поверхонь є повітряні зазори 21 і 22.

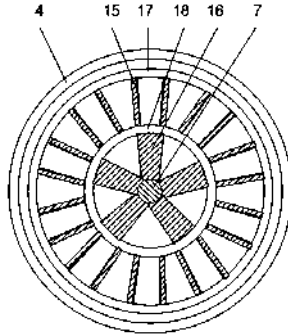


Рис. 2. Поперечний переріз ротора в місці розташування обмотки

На рис. 3 представлена схема включення обмоток асинхронного двигуна. Обмотка 9 вмикається за схемою «трикутник», а обмотка 11 по схемі «зірка».

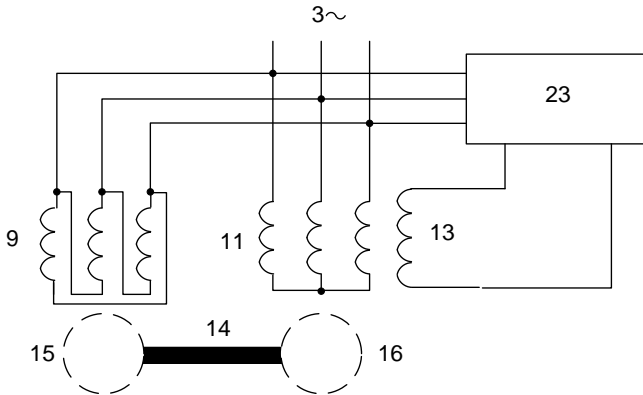


Рис. 3. Схема включення обмоток асинхронного двигуна

Обмотка підмагнічування 13 отримує живлення від блоку регулювання швидкості обертання 23.

Пуск і процес регулювання швидкості обертання асинхронного двигуна відбувається наступним чином.

Електромагнітний момент асинхронного двигуна створюється взаємодією струмів в короткозамкненій обмотці 15 з магнітним полем від струмів в обмотці 9 і струмів в короткозамкненою обмотці 16 з магнітним полем від струмів в обмотці 11.

Так як обмотка 16 має підвищений опір то в процесі пуску електромагнітний момент значно вище, ніж у асинхронних двигунів зі звичайною обмоткою. Тому пусковий момент пропонованого двигуна вище, ніж в прототипі.

З огляду на те, що обмотка статора 11 включена за схемою «зірка» пускові струми можуть бути зменшені за порівняння зі схемою, включеною в

«трикутник» в три рази. Так як двигун має обмотку 9 по схемі «трикутник» і обмотку 11 по схемі «зірка» пускові струми двигуна знижуються в порівнянні з прототипом від 1,5 до 2 разів.

Для регулювання швидкості обертання асинхронного двигуна використовується обмотка підмагнічування 13, яка включена на блок регулювання 23.

Магнітний потік, створюваний струмами, що протікають через обмотку статора 11, замикається через магнітопровід 14 ротора і через магнітний шунт. Змінюючи величину магнітного потоку шунта 12, можна змінювати величину магнітного потоку ротора.

Так при збільшенні струму в обмотці підмагнічування 13 магнітний опір шунта 12 зростає. Це веде до зменшення магнітного потоку шунта 12, що викликає збільшення магнітного потоку, що замикається через магнітопровід 14 ротора. Електромагнітний момент асинхронного двигуна зростає, а значить і зростає швидкість обертання ротора [5].

Таким чином, запропонований асинхронний двигун, де статор і ротор мають торцеву конструкцію, з обмотками, включеними за схемами «зірка» та «трикутник», дозволяє збільшити пусковий момент двигуна при зниженні споживчого струму. Розміщення на одному зі статорів магнітного шунта з обмоткою підмагнічування дає можливість регулювати швидкість обертання асинхронного двигуна в широкому діапазоні.

Список використаних джерел:

1. Брускин Д.Е., Зорохович А.Е. Электрические машины. - М.: Высшая школа, 1987.
2. Яцун М.А. Электричні машини: - Львів, Львівська політехніка, 2004 – 440 с.
3. Вольдек А.И. Электрические машины / А.И. Вольдек. – Л.: Энергия, 1974. – 840 с.
4. Тихонов В.В., Чиримпей Є.І. Заява на патент
5. Тихонов В.В., Мазур Т.А., Пікуль М.О. Заява на патент

AIRCRAFT ELECTRICAL SYSTEM EQUIPMENT

Shykula Yulia

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering), Associate Professor

Introduction

The Cessna 172 Skyhawk is an American four-seat, single-engine, high wing, fixed-wing aircraft made by the Cessna Aircraft Company.

The aircraft is very reliable and very reliable in design and further operation. More than 43,000 aircraft have been built in more than 25 modifications since 1956. The power supply system deserved the investigation.

How it works

The aircraft is equipped with a 28 V DC electrical system (fig. 1). Generator 60 As a belt drive provides power to the system. The main 24V battery is located inside the engine fairing on the left-hand firewall. The generator and main battery are controlled via the MASTER switch near the top of the pilot's switch panel.

Power (fig. 2) is supplied to most of the electrical circuits through two primary buses (ELECTRICAL BUS 1 and ELECTRICAL BUS 2), the main bus and the loopback bus are connected between the two main buses to provide power to the backup equipment. The system is equipped with a secondary or backup battery located between the firewall and the dashboard. The STBY BATT (Battery Backup) switch controls power supply to and from the backup battery. The back-up battery provides power to the main bus in the event of a generator and main battery power failure.

The primary buses are powered when the MASTER switch is on and are not dependent on the starter motor or external power supply. Each bus is also connected to the avionics bus through the petrol station and the AVIONICS BUS 1 and BUS 2 switches. Power is supplied to each avionics bus when the MASTER switch and the corresponding AVIONICS switch are in the ON position.

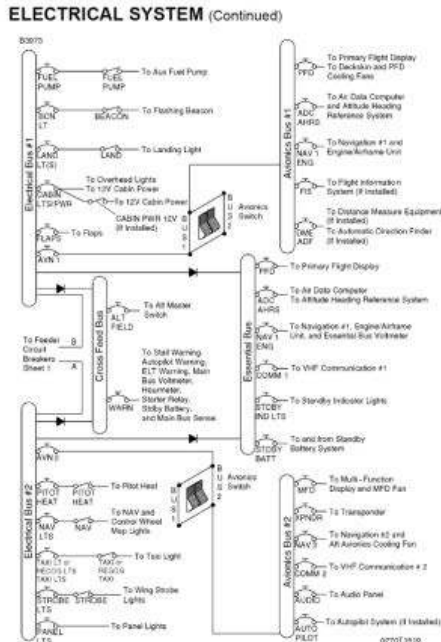


Fig.1

Both BUS 1 and BUS 2 avionics switches must be disabled to prevent unregulated voltage damage to electronic equipment before turning the MASTER switch on or off, starting the engine, or using an external power source.

The aircraft is equipped with a distribution module located on the left front side of the firewall. The module contains all the relays used in the aircraft electrical network. The alternator control unit (ACU), main battery current sensor and external power connector are also located inside the module.

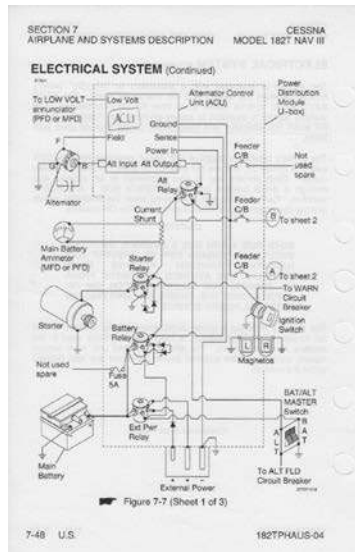


Fig.2.

Conclusion

It can be concluded that the Cessna aircraft gained its popularity due to the ease of control, repair and design of its systems and components. Based on the presented work data, you can get acquainted with one of the main systems of the Cessna172S aircraft - the power supply system.

References:

1. Анализ особенностей конструкции и эксплуатации самолета Cessna-172S и его силовой установки [electronic resource]: <http://scbist.com/aviaciya/18919-analizosobennosti-konstrukcii-i-ekspluatcii-samoleta-cessna-172s-i-ego-silovoi-ustanovki.html>

MODERN AVIATION TECHNOLOGY

Amrami Mustafa Mohamed

National Aviation University, Kyiv

Scientific supervisor – Tovkach S. S., Candidate of Technical Sciences (Engineering),

Associate Professor

Introduction

The classical circuit breakers based on the electromechanical technology are designed to trip the electrical supply to a dedicated system, protecting it in case the

specified limit current is reached. Some factors always affect this widely used technology like excessive dust particles, shock or vibrations, to perform correctly the wiring protection function. Arcing of contacts has occurred too. In addition to this, it is necessary to verify physically the status of the circuit breaker as well as to manually trip and tag it for maintenance operations. A380 removes all these problems with the Solid State Power Controller Technology (SSPC) and the programmable Remote Control Circuit Breakers (RCCB).

How it works

Modern Aviation consistently delivers the highest level of services at its locations. The Company uses a combination of industry-leading training programs and proprietary processes to continuously train employees to maintain world-class service. Aviation technology is a broad field that covers various aspects of the equipment, hardware, and software used in flight operations, flight training, aircraft maintenance, aircraft security, and airports. Technology developed for the aviation industry is often more advanced as compared to other industries. Modern Aviation consistently delivers the highest level of services at its locations. The Company uses a combination of industry-leading training programs and proprietary processes to continuously train employees to maintain world-class service. Aviation technology is a broad field that covers various aspects of the equipment, hardware, and software used in flight operations, flight training, aircraft maintenance, aircraft security, and airports. Technology developed for the aviation industry is often more advanced as compared to other industries. "Fly-by-wire" technology translates the pilot's actions into electronic signals, which computers use to manipulate flight controls. The computers constantly monitor pilot input and prevent the aircraft from exceeding its flight envelope, thereby increasing safety. Computers have become crucial to the airline industry. They are used to book tickets, plan flights, schedule aircraft and crew, oversee maintenance, and set fares. From ticket reservations to aircraft design and manufacture, computers have helped airline operations become more efficient and flexible.

Aircraft Technology Roadmap: Aviation has long been the focus of public attention for its environmental impact, such as noise, pollutant emissions and, more recently, carbon dioxide (CO₂) emissions. While aviation emissions have consistently grown in absolute terms over the past, the global share that they represent among all man-made CO₂ emissions has been fairly constant with 2% (see Figure 2, from data by the Carbon Dioxide Information Analysis Center. This means that the emissions of aviation, despite being one of the most strongly growing sectors with a continuous growth rate between 4 and 5% p.a., have not been growing faster than the average of all man-made CO₂ emissions. Achieving aviation's climate goals is a highly challenging task and requires the combination of all possible contributions from all stakeholders and all pillars of the IATA strategy,

Evolutionary Aircraft Technologies: Evolutionary aircraft technologies are those that can be fixed on a classical tube-and-wing aircraft configuration with jet

fuel-powered turbofan engines. Within the next 15 to 20 years, all new technologies for commercial aircraft will still be evolutionary, as radically new configurations will require more time to reach technical maturity. The current progress of evolutionary technologies allows the short-term carbon reduction goal to be met until 2020 (1.5% average annual fuel efficiency improvement). They have a potential to improve fuel efficiency in the order of 30% by around 2030 compared to 2005. However, beyond around 2035, further fuel efficiency potential from evolutionary technologies may slow down.

Conclusions

From this report, it can be seen that a broad range of technological innovations is under development to improve aircraft fuel efficiency and reduce their CO₂ emissions. The global focus on climate action has triggered a strongly increased intensity of research and technology (R&T) activities to improve energy efficiency and expand the use of renewable energies. More specifically, R&T in aviation has been inspired by the Industry's high-level goal to reduce the global CO₂ footprint of air transport by 2050 compared to 2005, and similar goals and targets. A number of conclusions can be drawn from the assessment of these technologies: There has been a constant evolution of the current tube-and-wing aircraft configuration powered with hydrocarbon fuel combustion engines. Since the early jet age, aircraft fuel burn per passenger-km has been reduced by over 70%, and there is potential to reduce today's fuel burn by another 30% approximately without going to radically different aircraft configurations and propulsion. The potential of these evolutionary technologies, mostly in the areas of aerodynamics, lightweight materials and structures, new engine architecture and aircraft systems, will however diminish over the years. Evolutionary technologies will thus not be enough to keep a similar CO₂ emissions reduction rate as today and contribute significantly to the 2050 CO₂ emissions reduction goal, more radical configuration changes will be required in addition.

References:

1. Lukai Mao and Xu Xianlian 2019 Design on four-axis aircraft control system based on Somatosensory interaction (IOP Conference Series Materials Science and Engineering) pp. 042052. DOI: 10.1088/1757-899x/569/4/042052.
2. Link C J, Sanjay G. Propulsion control technology development in United States[R]. NASA TM-2005- 213078.
3. Adibhatla S, Lewis T. Model- based intelligent digital engine control [C]. AIAA-97-3192, 33rd Joint Propulsion Conference, July 1997.