

STRESZCZENIA

Stanisław ANTAS¹**DYFUZOR RURKOWY SPRĘŻARKI
PROMIENIOWEJ I OSIOWO-PROMIENIOWEJ**

Niskokosztowy dyfuzor rurkowy powstały w rezultacie wiercenia odrębnych kanałów został rozwinięty przez firmę Pratt & Whitney dla sprężarek promieniowych i osiowo-promieniowych o wysokiej sprawności. Wymienione oddzielne otwory wierconych kanałów są rozmieszczone w układzie symetrycznym, aby wzajemnie przecinały się w taki sposób, że oś dyfuzora rurkowego jest styczna do okręgu wierzchołków łopatek wirnika sprężarki odśrodkowej. W pracy przedstawiono oryginalną metodę obliczeń parametrów geometrycznych dyfuzora rurkowego oraz propozycję sposobu wyznaczenia parametrów strumienia na wylocie dyfuzora. Wymienione metody (zalecane do projektu koncepcyjnego sprężarki) oparto na twierdzeniu Pitagorasa, równaniu zachowania energii, równaniu ciągłości, pierwszej zasadzie termodynamiki, równaniu momentu ilości ruchu Eulera oraz definicjach stosowanych w teorii maszyn wirnikowych. Zaprezentowano także wyniki nielicznych badań eksperymentalnych tego dyfuzora.

Słowa kluczowe: silnik turbinowy, sprężarka, dyfuzor rurkowy

**PIPE DIFFUSER FOR RADIAL AND AXIAL-CENTRIFUGAL
COMPRESSOR****Abstract**

The low-cost pipe diffuser based upon discrete drilling has been developed by Pratt & Whitney for high performance radial and axial-centrifugal compressor. These discrete drillings are arranged in symmetrical array to mutually intersect in a radial plane so that axis of the pipe diffuser is tangent to the circle created by the exducer radius. The paper presents the original method of calculation of geometric parameters of the pipe diffuser and the proposition of determination of parameters at the outlet of the diffuser. The mentioned methods (for conceptual design of compressor) are based on Pythagorean theorem, equation of energy, equation of continuity, first law of thermodynamics, Euler's moment of momentum equation and definitions used in theory of turbo-machines. The results of the few experimental tests of the pipe diffuser are also presented in the paper.

Keywords: turbine engine, compressor, pipe diffuser

DOI:10.7862/rm.2013.20

Otrzymano/received: 15.04.2013

Zaakceptowano/accepted: 12.08.2013

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Stanisław Antas, Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, tel.: (17) 8651501, e-mail: santas@prz.edu.pl

OCENA WPŁYWU MANEWRÓW OBRONNYCH CELU NA STEROWANIE RAKIETĄ

Celem pracy jest ocena możliwości osiągnięcia celu przez przeciwloticzą raketę bliskiego zasięgu samonaprowadzającą się na ten cel. Rakieta obraca się wokół osi podłużnej i jest wyposażona w parę sterów aerodynamicznych i opcjonalnie w układ dwóch silniczków gazodynamicznych. Układ sterowania posiada aparaturę jednokanałową i pracuje w trybie przekąźnikowym, generując siłę wypadkową określoną po każdym obrocie rakiety. Cel wykonuje manewry obronne, które mają prowadzić do nieskutecznego sterowania rakieta. W każdym przypadku start rakiety odbywa się z tzw. obszaru skutecznego strzelania. Okazuje się, że mimo uprzywilejowanego startu rakiety cel, wykonując odpowiedni manewr obronny, może uniknąć trafienia. Jeżeli w rakiecie jest zastosowany hybrydowy układ sterowania, to może ona wcześniej wypracować właściwy kąt wyprzedzenia. Ma to duże znaczenie, gdyż rakiety tej klasy muszą w krótkim okresie wypracować właściwą trajektorię lotu. Sterowanie aerodynamiczne jest mało efektywne na początku lotu. Po opuszczeniu wyrzutni rakieta porusza się ze zbyt małą prędkością, aby wygenerowana siła sterująca mogła istotnie zmienić trajektorię. Sterowanie gazodynamiczne jest natomiast bardzo efektywne na początku lotu. Mała prędkość rakiety tuż po opuszczeniu wyrzutni sprzyja wygenerowaniu wystarczająco dużej siły sterującej, aby wypracować odpowiedni tor lotu. W trakcie wzrostu prędkości lotu spowodowanej działaniem silnika raketowego o startowym ciągu efektywność sterowania aerodynamicznego rośnie, a sterowania gazodynamicznego maleje. Dlatego sterowanie gazodynamiczne jest stosowane w pierwszej fazie lotu. Jego skuteczność potwierdzają przeprowadzone symulacje komputerowe. Odpowiednia zmiana trajektorii w pierwszej fazie lotu pozwala na wypracowanie optymalnego kąta wyprzedzenia i skuteczne naprowadzanie w trakcie działania silnika raketowego o marszowym ciągu.

Słowa kluczowe: rakieta, samonaprowadzanie, sterowanie gazodynamiczne

THE EVALUATION OF THE DEFENSIVE MANEUVERS INFLUENCE ON THE MISSILE CONTROL

Abstract

The aim of the paper is to evaluate the possibilities of reaching the target by a short-range homing missile. The missile revolves around the longitudinal axis and it is equipped with a pair of aerodynamic controls and optionally with a system of two gas-dynamic small engines. The control system has a single-channel apparatus and works within the relay mode generating the resultant force determined after each revolution of the missile. The target performs defensive maneuvers, which are to lead to unsuccessful missile control. In each case the missile is launched from the so-called areas of effective shooting. It turns out that despite the favorable missile launch the target can avoid being hit by performing defensive maneuvers. If the missile has a hybrid control system it can work out a proper lead angle ahead of time. It is important because the missiles of this class have to reach the right flight trajectory in a short time. Aerodynamic control is of little effectiveness at the beginning of the flight. After launching the missile's velocity is too low for the generated control force to change the trajectory in a significant way. Gas-dynamic control is very effective at the beginning of the flight. Low speed of the missile soon after launching helps to generate control force which is large enough to work out the right trajectory. When raising the flight velocity due to the rocket engine operation with launch thrust, aerodynamic control effectiveness grows, while gas-dynamic control decreases. Therefore, the gas-dynamic control is applied during the first stage of the flight. Its effectiveness is proved in computer simulations. The correct alteration of the trajectory in the first phase of the flight allows for developing the optimum lead angle and successful homing during the operation of the missile engine with the marching thrust.

Keywords: missile, short-range homing, gas-dynamic control

DOI:10.7862/rm.2013.21

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Zbigniew Dziopa, Politechnika Świętokrzyska, al. Tysiąclecia P.P. 7, 25-314 Kielce, tel.: (41) 3424775, e-mail: zdziopa@tu.kielce.pl

Krzysztof FALKOWSKI³
Maciej HENZEL⁴

BEZŁOŻYSKOWE MASZYNY ELEKTRYCZNE W KONCEPCJI *MORE ELECTRIC AIRCRAFT*

Obecnie w lotnictwie trwa dynamiczny rozwój wyposażenia pokładowego statków powietrznych związany z wdrażaniem technologii *More Electric Aircraft*, która zakłada stosowanie większej liczby systemów wykorzystujących energię elektryczną. Koncepcja ta oferuje możliwości poprawienia warunków użytkowania instalacji i układów wynikających ze zmniejszenia masy, rosnącej niezawodności urządzeń, łatwiejszej konserwacji, a przez to zwiększenie bezpieczeństwa lotu. W odpowiedzi na te tendencje w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego Wojskowej Akademii Technicznej są opracowywane konstrukcje bezłożyskowych maszyn elektrycznych (silniki, prądnice, prądnico-rozruszniki itp.). W pracy przedstawiono przykładowe rozwiązanie, tj. bezłożyskowy silnik elektryczny z magnesami trwałymi. Konstrukcja bezłożyskowego silnika elektrycznego, zaprojektowana zgodnie z koncepcją *More Electric Aircraft*, jest ukierunkowana na eliminację elementów ograniczających szybkość działania, jak również na poprawę parametrów pracy oraz warunków eksploatacji. Przedstawiono model matematyczny takiego silnika oraz wyniki badań symulacyjnych i eksperymentalnych.

Słowa kluczowe: bezłożyskowe maszyny elektryczne, statki powietrzne, niezawodność

BEARINGLESS ELECTRIC MACHINES IN *MORE ELECTRIC AIRCRAFT* CONCEPT

Abstract

Nowadays in aviation the dynamic development of aircraft on-board equipment connected with implementation of *More Electric Aircraft* technology which assumed the application of a larger number of systems using electric energy has been observed. The conception offers the possibility of using conditions improvement of installations and systems ensuing from mass reduction, increased reliability of devices, easier maintenance and by these the increasing flight safety. Responding to these tendencies in Department of Avionics and Air Force Equipment at Military University of Technology the constructions of bearingless electric motors (motors, generators, generator-starters) have been developed. In the article an example of bearingless electric motor with permanent magnets is presented. The construction of bearingless electric motor designed according to *More Electric Aircraft* conception, which are directed at elimination of elements limiting working speed and also at improvement of working parameters and operating conditions. The mathematical model of such engine and results of both simulated and experimental studies have been presented.

Keywords: bearingless electric motors, aircrafts, reliability

DOI:10.7862/rm.2013.22

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

³ Krzysztof Falkowski, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, e-mail: krzysztof.falkowski@wat.edu.pl

⁴ Autor do korespondencji/corresponding author: Maciej Henzel, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, tel.: (22) 6839858, e-mail: maciej.henzel@wat.edu.pl

Krzysztof FALKOWSKI⁵

Krzysztof SIBILSKI⁶

ZAWIESZENIA MAGNETYCZNE W SYSTEMIE STARTU I LĄDOWANIA – PROJEKT GABRIEL

W pracy przedstawiono koncepcję systemu startu i lądowania wykorzystującą układ zawiesznień magnetycznych. Ze względu na bardzo dobre właściwości funkcjonalne zawiesznień magnetycznych, np. praca w bardzo niskiej temperaturze i wysokiej próżni, rozwiązania tego typu znajdują zastosowanie w technologiach kosmicznych. Obecnie można zaobserwować bardzo dynamiczny rozwój systemów lewitacji magnetycznej i ich systematyczne wykorzystanie w różnych aplikacjach. Zastosowanie zawiesznień magnetycznych poprawia bezpieczeństwo, niezawodność i ekonomię startu i lądowania statku powietrznego. Ponadto zaproponowane rozwiązanie ma znaczenie ze względu na poprawę wskaźników ekologicznych, takich jak emisja szkodliwych czynników do atmosfery oraz hałasu. W dalszej części artykułu omówiono prace badawczo-konstrukcyjne zrealizowane w ramach projektu GABRIEL, które mają na celu opracowanie systemu startu i lądowania wykorzystującego układ zawiesznień magnetycznych do utrzymywania statku powietrznego na torze.

Słowa kluczowe: zawiesznienia magnetyczne, napędy lotnicze, bezpieczeństwo, ekologia

TAKE-OFF AND LANDING SYSTEM WITH MAGNETIC SUSPENSION – PROJECT GABRIEL

Abstract

In the article the conception of take-off and landing system using the system of magnetic suspensions has been presented. Due to really good functional properties of magnetic suspensions operating at very low temperatures and high vacuum, for example, solutions such are widely applied in the space technology. Nowadays, the dynamic expansion of magnetic levitation systems and their systematic utilization in different applications can be noticed. The use of magnetic suspension guarantees improvement of safety, reliability and economy of take-off and landing of aircraft. Furthermore, proposed solution improves ecological indicators such as the emission of harmful environmental pollutants and noise. In the next part of article engineering and scientific works made within the framework of the GABRIEL project are presented, which the aim is to develop take-off and landing system utilizing magnetic suspension system keeping the course of aircraft.

Keywords: magnetic suspensions, aircraft propulsions, safety, ecology

DOI:10.7862/rm.2013.23

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

⁵ Autor do korespondencji/corresponding author: Krzysztof Falkowski, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, tel.: (22) 6939858, e-mail: krzysztof.falkowski@wat.edu.pl

⁶ Krzysztof Sibilski, Politechnika Wroclawska, Wybrzeże Wyspiańskiego 27, 50-370 Wrocław, e-mail: krzysztof.sibilski@pwr.wroc.pl

ANTYKOLIZYJNY SYSTEM RADAROWY I JEGO WSPÓLPRACA Z POKŁADOWYMI SYSTEMAMI AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA

Wzrastające wymagania dotyczące poprawy bezpieczeństwa w ruchu obiektów latających pilotowanych i bezzałogowych stało się impulsem do podjęcia w ramach konsorcjum kierowanego przez Instytut Lotnictwa próby skonstruowania systemu antykolizyjnego. Celem przedsięwzięcia było skonstruowanie autonomicznego systemu do wykrywania nieruchomych i ruchomych przeszkód oraz określanie odległości od nich i prędkości, z jaką się poruszają. Zastosowanie w systemie radarowego detektora przeszkód pozwala na skuteczne jego wykorzystanie przy braku widzialności w nocy oraz we mgle lub zapyleniu. System posiada rozszerzony zakres działania umożliwiający wykonywanie cyfrowego pomiaru względnej wysokości lotu i prędkości pionowej, stanowiących podstawę do wykrycia zagrożenia zderzenia z podłożem. Przygotowano elementy oprogramowania, które w przyszłości zapewnią współpracę systemu antykolizyjnego z innymi systemami automatycznego sterowania lotem. Opracowany projekt systemu był podstawą do zbudowania pierwszego próbnego egzemplarza. Przeprowadzono na nim wstępne badania laboratoryjne i pierwsze testy w locie. W pracy opisano sposób współdziałania poszczególnych urządzeń oraz zakres wykonywanych przez nie funkcji.

Słowa kluczowe: systemy sterowania, systemy radarowe, system antykolizyjny, detektor przeszkód

ANTI-COLLISION RADAR-BASED SYSTEM AND ITS COOPERATION WITH ON-BOARD AUTOMATIC CONTROL SYSTEMS

Abstract

Growing requirements for an air traffic safety of pilot and pilotless aircraft were the impulse to carry on the design of anti-collision system in the Institute of Aviation. The aim of the project was the design of the autonomous system capable to detect both moving and static obstacles as well as to estimate the distance between the aircraft and obstacles and their relative velocity. Application of radar-based obstacle detector in the system allows for effective its using in the no-visibility conditions at night and in the fog or dustiness. The system has extend scope of activity capable to take digital measure of relative flight altitude and vertical velocity which parameters decided about detection of collision hazard of falling to earth. The software elements that in the future will provide cooperation of anti-collision system with other automatic systems of flight control have been prepared. Based on the developed project of the system the test prototype has been built. The preliminary laboratory testing and flight tests of the prototype system have been performed. In the paper the method of cooperation of particular devices and the scope of their functions have been described.

Keywords: control systems, radar-based systems, anti-collision system, obstacles detector

DOI:10.7862/rm.2013.24

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

⁷ Autor do korespondencji/corresponding author: Jerzy Graffstein, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, tel.: (22) 8460011, ext. 271, e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

PROJEKT KONCEPCYJNY GLOBALNEGO SYSTEMU NAWIGACYJNEGO DLA MARSA

Współcześnie Mars stał się obiektem bezprecedensowego wyścigu wielu państw w eksploracji planety, której ukoronowaniem ma się stać lądowanie ludzi na powierzchni Czerwonej Planety. Załogowa wyprawa na Marsa będzie wymagać stworzenia globalnego systemu nawigacyjnego planety oraz zapewnienia ciągłej, szerokopasmowej transmisji danych z Ziemią. Współczesna nawigacja sond międzyplanetarnych znajdujących się w dalekiej przestrzeni kosmicznej jest procesem złożonym, czasochłonnym i kosztownym, wymagającym do pracy złożonej infrastruktury naziemnej. Proces nawigacji jest całkowicie nieautonomiczny, sonda nie jest w stanie, wykorzystując aparaturę pokładową, określić swojego położenia przestrzennego w przyjętym układzie odniesienia. W pracy został przedstawiony projekt koncepcyjny dopplerowskiego globalnego systemu nawigacyjnego dla planety Mars, pozwalającego na określenie położenia obiektu na powierzchni planety i w bliskiej przestrzeni w czasie nieprzekraczającym 2 h, oraz systemu łączności, zapewniającego wzajemną łączność pomiędzy sondami / lądownikami i retransmisję danych z powierzchni Marsa na Ziemię.

Słowa kluczowe: Mars, system nawigacyjny, transmisja danych

CONCEPTUAL PROJECT OF GLOBAL NAVIGATION SYSTEM FOR MARS

Abstract

Mars has become the object of an unprecedented race of many countries in the exploration of the planet, which is to become the crowning achievement of landing humans on the surface of the Red Planet. Manned mission to Mars will require the construction of a global navigation system of the planet and ensure continuous broadband data transmission to Earth. The contemporary navigation of interplanetary probes in outer space is a complex, time-consuming and expensive process required to operate a complex ground-based infrastructure. The navigation process is fully non-autonomous and the probe, using on-board equipment, can not find its spatial position in taken reference system. The article presents the conceptual project of Doppler global navigational system for Mars planet allowing for finding position of the object at the planet's surface and in space at the time not exceeding two hours and the communication system assuring mutual communication between probes/lander and data retransmission from Mars to Earth.

Keywords: Mars, navigation system, data transmission

DOI:10.7862/rm.2013.25

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

⁸ Autor do korespondencji/corresponding author: Adam Jaroszewicz, Politechnika Wrocławska, Wybrzeże Wyspiańskiego 27, 50-370 Wrocław, tel.: (71) 3203772, e-mail: adam.jaroszewicz@pwr.wroc.pl

Mariusz KRAWCZYK⁹
Jerzy GRAFFSTEIN¹⁰

PROPOZYCJA SYSTEMU ELIMINUJĄCEGO SZKODLIWE ODDZIAŁYWANIE STRUMIENIA ZAŚMIGŁOWEGO W SAMOLOTACH TURBOŚMIGŁOWYCH

Zjawisko asymetrii oddziaływań zespołu napędowego na ruch samolotu jednosilnikowego z napędem śmigłowym jest złożonym, wieloaspektowym zagadnieniem mechaniki lotu, które początkowo ujawniło się po wprowadzeniu silnych tłokowych jednostek napędowych oraz w latach 90. XX w., kiedy to w wielu samolotach śmigłowych zaczęto stosować silniki turbinowe. Zauważono wtedy, że w warunkach dysponowania dużą mocą pojawiają się istotne utrudnienia w pilotażu samolotu, powodujące znaczny dyskomfort pilota, a w szczególnych przypadkach mające również wpływ na bezpieczeństwo lotu. W pracy dokonano analizy zjawiska oddziaływania strumienia zaśmigłowego na samolot oraz przedstawiono wybrane metody ograniczające to oddziaływanie. Kolejno zaproponowano ogólne zasady integracji właściwego automatycznego systemu CAS (*Control Augmentation System*) oraz przedstawiono wyniki eksperymentu modelowego pozwalającego na wstępną ocenę przyjętego rozwiązania.

Słowa kluczowe: samolot jednosilnikowy, strumień zaśmigłowy, badania symulacyjne

A PROPOSITION OF CONTROL AUGMENTATION SYSTEM FOR DUMPING THE HARMFUL IMPACT OF SLIPSTREAM IN TURBOPROP AIRPLANES

Abstract

Non-symmetrical impact of a slipstream (prop-wash) on the motion of single-engine, propeller-driven airplane is a complicated multi-aspect problem of flight mechanics. At first this problem appeared when high – powered piston engines entered the aviation, as well as in nineties of XX century, when turbo – prop airplanes appeared. It was then noticed that in high-level power disposal the significant difficulties in aircraft pilot appear. It resulted in considerable discomfort of the pilot, and in special cases has also impact on flight safety. In the article the phenomenon of interaction between the slipstream and airplane's body is analysed and some selected methods for dumping this interaction are presented. General rules for Control Augmentation System integration are presented as well as some results of numerical experiment enabling the assessment of proposed solution.

Key words: single-engine aircraft, slipstream, simulated studies

DOI:10.7862/rm.2013.26

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

⁹ Autor do korespondencji/corresponding author: Mariusz Krawczyk, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, tel.: (22) 8460011, ext. 521, e-mail: krawczyk@ilot.edu.pl

¹⁰ Jerzy Graffstein, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

Sławomir MICHALAK¹¹
Jerzy BOROWSKI¹²
Andrzej SZELMANOWSKI¹³

WYBRANE PROBLEMY BADAŃ NAHELMOWEGO SYSTEMU WYŚWIETLANIA PARAMETRÓW LOTU SWPL-1 CYKLOP

W opracowaniu przedstawiono zakres i wybrane problemy badań nahełmowego systemu wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 Cyklop. Zaprezentowany system współpracuje z wieloma pokładowymi układami i głównie z nich uzyskuje informację o parametrach lotu podlegających zobrazowaniu. Informacja do systemu jest przekazywana w postaci sygnałów analogowych oraz sygnałów binarnych. W układzie dopasowania sygnałów następuje standaryzacja sygnałów do postaci akceptowanej przez komputery graficzne. Badania zostały przeprowadzone w czasie wdrożenia wymienionego systemu na śmigłowcu Mi-17. Badania obejmują zakres wykonany przez producenta systemu, akredytowane laboratorium oraz zespół badawczy z udziałem przedstawicieli użytkownika. Obejmują one badania istotnych parametrów wyszczególnionych w wymaganiach użytkownika systemu. Wykonano zarówno badania naziemne, jak i badania w locie. Śmigłowiec Mi-17 z zabudowanym systemem przeszedł pomyślnie wszystkie etapy badań; nahełmowy system wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 Cyklop został wdrożony do eksploatacji.

Słowa kluczowe: system celowniczy, śmigłowiec, badania w locie

SELECTED PROBLEMS OF TESTING OF THE HELMET-MOUNTED SWPL-1 CYKLOP SYSTEM DISPLAYING FLIGHT PARAMETERS

Abstract

In the paper the range and some selected problems of testing of the SWPL-1 Cyklop displaying the flight parameters have been presented. Presented system cooperates with many on-board systems and allows to obtain information about the flight parameters subjected to imaging. Information is transmitted to the system in the form of analog and binary signals. Signals are standardized into form accepted by graphic computers by the signal fitting system. The tests were carried out while implementing the helmet-mounted display SWPL-1 Cyklop into the Mi-17 helicopter. The researches were focused on the testing range carried out by the manufacturer system, the accredited laboratory, and the research team, including the end user's representatives. The research scope includes the significant parameters specified in the system user requirements. Both ground-based and flight tests were carried out. At present, the Mi-17 helicopter with the SWPL-1 Cyklop system built in has successfully completed all stages of the testing work. The helmet-mounted display system SWPL-1 Cyklop has been introduced into the service.

Keywords: sight system, helicopter, flight tests

DOI:10.7862/rm.2013.27

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

¹¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Sławomir Michalak, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, tel.: (22) 6851443, e-mail: slawomir.michalak@itwl.pl

¹² Jerzy Borowski, e-mail: jerzy.borowski@itwl.pl

¹³ Andrzej Szelmanowski, e-mail: Andrzej.szelmanowski@itwl.pl

Zbigniew MROTEK¹⁴
Marek MŁYNARCZYK¹⁵
Zdzisław SZYMAŃSKI¹⁶

PROBLEMY ODWZOROWANIA RZECZYWISTYCH CHARAKTERYSTYK ZBIORNIKÓW PALIWA SAMOLOTU W WARUNKACH LABORATORYJNYCH

Informacja o ilości paliwa w zbiornikach statku powietrznego jest parametrem szczególnie istotnym dla bezpieczeństwa lotu. Ze względu na złożone kształty i liczbę zbiorników dla zapewnienia dokładnego pomiaru konieczny jest rozbudowany system o dużym stopniu skomplikowania konstrukcji. W celu kontroli parametrów paliwomierza niezbędne jest stanowisko laboratoryjne, wiernie odwzorowujące rzeczywiste charakterystyki zbiorników paliwa statku powietrznego, dla którego urządzenie zostało zaprojektowane. W pracy opisano problemy, jakie musieli rozwiązać konstruktorzy stanowiska pomiarowego dla paliwomierzy PPM-1 eksploatowanych w samolotach typu M-28. Przedstawiono zależności pomiędzy poszczególnymi elementami stanowiska a nadajnikami instalowanymi w rzeczywistych zbiornikach samolotu i ich połączeniem z pokładowym systemem pomiaru i wskazań paliwa. Omówiono pokrótce zasady pomiaru masy paliwa w zbiornikach i sposób wzorcowania kompletów paliwomierzy na stanowisku, a także czynniki mogące zdestabilizować pomiary lub ograniczyć ich dokładność.

Słowa kluczowe: zbiornik paliwa samolotu, paliwomierz, bezpieczeństwo lotu

PROBLEMS OF REPRESENTATION OF THE REAL AIRCRAFT FUEL TANKS CHARACTERISTICS IN LABORATORY CONDITIONS

Abstract

Information about the quantity of fuel remained in aircraft tanks is especially important for a safe flight. Considering complicated shapes and the number of tanks, a built-up and compound measuring system it is necessary to ensure required accuracy. A special laboratory test stand, that exactly represents real aircraft fuel tanks characteristics, must be constructed for each type of aircraft fuel measuring systems to be calibrated or inspected. This paper presents problems that had to be solved by constructors of the laboratory stand made for the M-28 aircraft PPM-1 fuel measuring system. Relationship between particular stand elements and on-board fuel transmitters installed inside fuel tanks, as well as bundles used for electrical connections has been described. The article also presents principles of the capacitance method of fuel mass measurement and the manner of calibrating the measuring set. In the end authors name some factors that can disturb measurements or affect their accuracy.

Keywords: aircraft fuel tank, fuel gauge, flight safety

DOI: 10.7862/rm.2013.28

Otrzymano/received: 15.09.2013
Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

¹⁴ Zbigniew Mrotek, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, e-mail: mrotek@ilot.edu.pl

¹⁵ Marek Młynarczyk, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, e-mail: mlynarczyk@ilot.edu.pl

¹⁶ Autor do korespondencji/corresponding author: Zdzisław Szymański, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, tel.: (22) 8460011, ext. 427, e-mail: szymanski@ilot.edu.pl

Aleksander OLEJNIK¹⁷
Krzysztof FALKOWSKI¹⁸
Maciej HENZEL¹⁹

MOŻLIWOŚCI BADAWCZE ZAWIESZEŃ MAGNETYCZNYCH W LABORATORIUM BADAŃ NAPĘDÓW LOTNICZYCH WAT

W pracy zostało opisane Laboratorium Badań Napędów Lotniczych w Wojskowej Akademii Technicznej, które powstało w wyniku realizacji projektu POIG.02.02.00-14-022/09 Programu Operacyjnego Innowacyjna Gospodarka. W laboratorium powstała m.in. Pracownia Zawiesznień Magnetycznych, w której są prowadzone unikatowe w skali kraju i Unii Europejskiej numeryczne oraz doświadczalne badania nad zawieszzeniami magnetycznymi, ich optymalizacją, sterowaniem, zasilaniem itp. Ze względu na bardzo dobre właściwości funkcjonalne zawiesznień magnetycznych, np. takich jak praca w bardzo niskich temperaturach i wysokiej próżni, rozwiązania tego typu znajdują zastosowanie w technologiach kosmicznych. Obecnie można zaobserwować bardzo dynamiczny rozwój systemów lewitacji magnetycznej i ich systematyczne wykorzystanie w różnych aplikacjach. Działalność laboratorium jest nakierowana na rozwiązywanie problemów napędów lotniczych i istotnie przyczyni się do rozwiązywania problemów eksploatacyjnych, umożliwi modernizację testowanych konstrukcji, jak również projektowanie nowych.

Słowa kluczowe: zawieszzenia magnetyczne, napędy lotnicze, optymalizacja, sterowanie

POSSIBILITY OF MAGNETIC SUSPENSIONS INVESTIGATIONS IN AIRCRAFT PROPULSION RESEARCH LABORATORY OF MILITARY UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

Abstract

In the paper the Aircraft Propulsion Research Laboratory at the Military University of Technology is presented which is supported by the "Innovative Economy" Operational Programme, project no. POIG.02.02.00-14-022/09. In this laboratory e.g. the Magnetic Suspension Workroom has been established. Where the unique in Poland and European Union research investigations under passive and active magnetic suspensions, their optimization, control, supplying, etc. are realized. Due to really good functional properties of magnetic suspensions operating at very low temperatures and high vacuum, for example, such solutions are widely applied in the space technology. Nowadays, the dynamic expansion of magnetic levitation systems and their systematic utilization in different applications. The laboratory will find solutions of problems concerned with aircraft drives and its operating. It makes possible modernize investigated constructions and also to design the new one.

Keywords: magnetic suspensions, aircraft propulsion, optimization, control

DOI:10.7862/rm.2013.29

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

¹⁷ Aleksander Olejnik, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl

¹⁸ Krzysztof Falkowski, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, e-mail: krzysztof.falkowski@wat.edu.pl

¹⁹ Autor do korespondencji/corresponding author: Maciej Henzel, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, tel.: (22) 6839858, e-mail: maciej.henzel@wat.edu.pl

Andrzej SZELMANOWSKI²⁰
Sławomir MICHALAK²¹
Andrzej PAZUR²²

NAHELMOWY SYSTEM CELOWNICZY NSC-1 ORION DLA POLSKICH ŚMIGŁOWCÓW WOJSKOWYCH

W pracy przedstawiono występujący w formie demonstratora technologii nahełmowy system celowniczy NSC-1 Orion, który został opracowany i zbudowany w ramach projektu badawczego na rzecz obronności i bezpieczeństwa państwa pt. „System nahełmowego sterowania uzbrojeniem śmigłowca W-3PL Głuszczyk”. System ten jest przeznaczony do nahełmowego sterowania położeniem stanowiska ruchomego z karabinem 12,7 WKM-B oraz innych elementów uzbrojenia śmigłowca. Umożliwia nahełmowe wyświetlanie parametrów pilotażowych zarówno w dzień, jak i w nocy. Projekt obejmujący budowę systemu NSC-1 Orion, jako głównego elementu systemu nahełmowego sterowania uzbrojeniem, został zrealizowany przez polskie konsorcjum naukowo-przemysłowe reprezentowane przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych (Warszawa) jako lidera projektu. Osiągnięty poziom światowy oraz zastosowane nowatorskie technologie w tym rozwiązaniu zyskały uznanie na XX Międzynarodowym Salonie Przemysłu Obronnego w Kielcach, gdzie 6 września 2012 r. nahełmowy system celowniczy NSC-1 Orion uzyskał prestiżowe wyróżnienie DEFENDER.

Słowa kluczowe: system celowniczy, śmigłowiec, sterowanie

HELMET-MOUNTED SIGHT NSC-1 ORION SYSTEM FOR POLISH MILITARY HELICOPTERS

Abstract

In the paper the demonstration of the helmet-mounted Sight System NSC-1 Orion developed and built within a framework of project for national defense and security named “A Helmet-mounted system to control the armament system of W-3PL Głuszczyk helicopter” is presented. The NSC-1 Orion system is dedicated to helmet-mounted control of the homing position of turret gun 12,7 WKM-B and other armament elements of the helicopter. Furthermore, it allows to helmet-mounted display the pilotage parameters during the day and night flights. The project has focused on the designing of the NSC-1 Orion system as the main element of the helmet-mounted system of the armament control and it has been realized by the Polish scientific-industrial consortium represented by the Air Force Institute of Technology (Warsaw) as the project leader. The achieved world level of the NSC-1 Orion system and innovative technologies used in this solution receive recognition at the 20th International Defence Industry Exhibition in Kielce, where on 6th September, 2012, the NSC-1 Orion sight helmet-mounted system has received a prestigious award DEFENDER.

Keywords: sight system, helicopter, control

DOI:10.7862/rm.2013.30

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

²⁰ Andrzej Szelmanowski, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, e-mail: andrzej.szelmanowski@itwl.pl

²¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Sławomir Michalak, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, tel.: (22) 6851043, e-mail: slawomir.michalak@itwl.pl

²² Andrzej Pazur, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, e-mail: andrzej.pazur@itwl.pl

AUTOMATYCZNA STABILIZACJA LOTU SAMOŁOTU O KONFIGURACJI NIEKLASYCZNEJ

Samolot zbudowany w konfiguracji nieklasycznej może wykazywać niestęczność w pewnych obszarach obwiedni lotu dla pewnych konfiguracji masowych lub być całkowicie niestęcznym. W celu uzyskania większej efektywności aerodynamicznej sę budowane samoloty o konfiguracji innej niż klasyczna. Jednę z takich konfiguracji jest konfiguracja latającego skrzydła bez wyraźnie zaznaczonej bryły kadłuba lub bryła kadłuba wkomponowana w bryłę płata. Położenie środka masy jest jednym z parametrów wymiarujących stateczność każdego samolotu. Parametr ten decyduje o właściwościach pilotażowych samolotu oraz determinuje odporność układu automatycznego sterowania. Ze względu na niekonwencjonalną konfigurację płatowca latające skrzydła bywają niestęczne. Ponadto w dużych samolotach ma się do czynienia z przemieszczaniem się środka masy, który dodatkowo wpływa na destabilizację samolotu. W pracy został przedstawiony wpływ wędrowki środka masy na stateczność samolotu o konfiguracji nieklasycznej. Przedstawiono również strukturę układu automatycznego sterowania dla tego samolotu oraz wyniki badań wpływu położenia środka masy na efektywność układu.

Słowa kluczowe: latające skrzydła, sterowanie, środek masy, właściwości pilotażowe

AUTOMATIC FLIGHT STABILITY OF NONCLASSICAL AIRCRAFT CONFIGURATION

Abstract

Aircraft built in non-classical configuration can reveal instability in some areas of the flight envelope, for some mass configuration or can be completely unstable. In order to achieve greater aerodynamic efficiency the aircrafts different from classical configuration have been constructed. One of these configurations is flying wings construction without sharply outlined fuselage body. In different configuration the fuselage body is composed in aerofoil body. The position of the centre of mass is one of the parameters that decide on the stability of each airplane. It determines the aircraft handling qualities and robustness of aircraft automatic flight control system. Due to nonconventional airframe configuration the flying wings are unstable. Furthermore, in large aircrafts occurs displacement of the centre of mass which additionally destabilizes the aircraft. In the paper the influence of the centre of gravity position on stability of the aircraft of nonclassical configuration has been presented. Furthermore, the structure of the automatic flight control system, and the results of the influence of the centre of mass position on system efficiency changes are also presented.

Keywords: flying wings, control, centre of mass, handling qualities

DOI:10.7862/rm.2013.31

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

²³ Autor do korespondencji/corresponding author: Marcin Żugaj, Politechnika Warszawska, Pl. Politechniki 1, Warszawa, tel.: (22) 2345981, e-mail: zugaj@meil.pw.edu.pl