

Jan GRUSZECKI, Zbigniew ZAJDEL
Katedra Awioniki i Sterowania WBMiL PRz

UPROSZCZONY MODEL PREDYSPOZYCJI PILOTA

Liczne doniesienia dotyczące modelu wewnętrznego operatora wymagają zmodyfikowanej interpretacji zawartych w nich spostrzeżeń w świetle nowych metod informatyki i bioniki.

Wiesław SOBIERAJ, Andrzej HOMZIUK, Zdzisław ROCHALA
Instytut Techniki Lotniczej, Wydział Mechatroniki, W A T

PROBLEMY STEROWANIA MINIATUROWYMI BEZPILOTOWYMI STATKAMI POWIETRZNYMI miniBSP

W referacie przedstawiono uwagi i wnioski dotyczące problemów sterowania miniaturowymi bezpilotowymi statkami powietrznymi (miniBSP). Zostały one sformułowane na podstawie dociekań teoretycznych oraz są efektem badań eksperymentalnych autorów. W pierwszej fazie badano autopilot MP2000 firmy MicroPilot. Omówiono przygotowania obiektu z tym autopilotem do badań w locie oraz podjęto próbę oceny wykonania misji na podstawie danych zgromadzonych podczas lotu. Aktualnym obiektem badań jest miniaturowy system awioniczny (MSA) własnej konstrukcji oparty na sterowniku PCI04. System ten przeznaczony jest do stabilizacji położenia kąтового i orientacji przestrzennej miniBSP oraz prowadzenie nawigacji z wykorzystaniem GPS. W obecnej fazie prób system ten jest wykorzystywany także jako rejestrator danych z lotu. Uzyskiwane dane o locie i zachowaniu miniBSP są szczególnie ważne na etapie formułowania i optymalizacji praw sterowania.

PROBLEMS OF CONTROL OF MINI UNMANNED AERIAL VEHICLE (MINIUA V)

It was introduced suggestions and results concerning some of control miniUA V problems in this article. They were formulated on base of theoretical and experimental investigations. Now the own construction miniature system avionics is being investigated. This system is designed to stabilisation of miniUA V and to control of navigation with GPS signal. Now system is used also as flight control recorder. The avionics control system which lets for very good and saved navigation miniUA V should be created. More over this system should use GPS signal and miniature sensors.

Cezary Szczepański

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa

KONCEPCJA SYMULATORA BADAWCZO KONSTRUKCYJNEGO DO PROJEKTOWANIA KOKPITÓW WOJSKOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

We współczesnym lotnictwie wojskowym sprzęt latający poddawany jest wielokrotnym modernizacjom, mającym na celu dostosowanie do wymagań zmieniającego się pola walki oraz wykonywanych zadań. Zmiany te polegają przede wszystkim na wprowadzaniu nowego wyposażenia awionicznego, w tym zintegrowanych systemów wskazań w kokpicie, umożliwiających pilotom obsługę i efektywne wykorzystanie nowo integrowanego wyposażenia.

W pracy przedstawiono koncepcję symulatora badawczo-konstrukcyjnego, który ma być wykorzystywany do projektowania nowych, a przede wszystkim modernizowanych kokpitów wojskowych statków powietrznych. Wprowadzane zmiany determinują efektywność całego przedsięwzięcia modernizacyjnego. Optymalizacja interfejsu człowiek - maszyna ma na celu zminimalizowanie obciążenia pracą pilota, co umożliwi mu efektywne i długotrwałe wykonywanie zadań. Przedstawiony w referacie badawczo-konstrukcyjny symulator lotu jest elementem technologii optymalizacji tego interfejsu, spełniającym funkcje stanowiska badawczego.

RESEARCH ENGINEERING SIMULATOR FOR DESIGNING THE COCKPIT OF MILITARY AIRCRAFT

Under the R&D project the research-engineering simulator and next the method of optimizing the man-machine interface (MMI) for the military aircraft, are being developed. The main goal is to work out the effective method of development the new cockpits OT control stations for the military aircraft of any type, ranging from training airplane, through helicopter up to UA V. That method should allow for minimizing the effective MMI development cost and effort. Measuring the certain psycho-physiological parameters of above systems human operators, allow for drawing conclusions, which will be used by the MMI designers for optimizing that interface. Such optimized interface should allow for effective control of the military aircraft at each stage of its operation in normal and abnormal conditions, which guides directly to effective performance of that aircraft task.

For the purpose of testing the military aircraft human operators in the quasi real conditions the research simulator has to be used. Such a simulator development is a key part of the whole project.

Fatima Liliana Basmadji

Politechnika Rzeszowska, ul. W. Pola 2, 35-359 Rzeszów

ROZMYTY SYSTEM EKSPERTOWY WNIOSKUJĄCY DECYZJĘ AUTOPILOTA

System ekspertowy to nowoczesne narzędzie informatyczne wspomagające wnioskowanie decyzji na podstawie zgromadzonej wiedzy z danej dziedziny. Rozmyte systemy ekspertowe są to systemy, które stosują logikę rozmytą zamiast logiki Boole'a. Niniejsze prace proponuje metodykę rozwiązania zadania zrzutu ładunku na cel znajdujący się za przeszkodą zidentyfikowaną podczas lotu. Ta metodyka opiera się na wykorzystaniu rozmytego systemu ekspertowego wspomagającego wnioskowanie decyzji przez autopilota. Decyzja dotyczy wartości wychylenia steru wysokości oraz wartości przemieszczenia dźwigni sterowania ciągiem i jest wyrowadzana na podstawie wartości zmiennych stanu samolotu, konfiguracji terenu oraz lokalizacji celu. W pracy przedstawiono opracowany do tego celu system ekspertowy oraz wyniki otrzymane przy jego zastosowaniu. Na podstawie przeprowadzonej analizy otrzymanych wyników można stwierdzić, że zastosowanie systemu ekspertowego daje dobre wyniki i znacznie ułatwia pomyślne wykonanie omówionego zadania.

FUZZY EXPERT SYSTEM FOR SUPPORTING AP DE CISI ON Fatima Liliana Basmadji

This paper proposes a methodology of performing the task of dropping air cargo on target located behind an obstacle detected during flight. This methodology uses fuzzy expert system that helps the autopilot in making its decision of deflecting elevator and changing throttle setting on the basis of flight parameters, terrain configuration and target location. The developed fuzzy expert system and the results of its application are presented in this paper. The obtained results are satisfying. This confirms that usage of expert system facilitates performing this task, and motivates for further work in this area.

Przemysław Bibik, Krzysztof Gajda, Janusz Narkiewicz

Zakład Automatyki i Osprzętu Lotniczego Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechnika Warszawska

OPTIMALIZACJA STEROWANIA ŚMIGŁOWCA W LOTACH AUTOROTACYJNYCH

Awaria napędu śmigłowca wiąże się z koniecznością przejścia do lotu autorotacyjnego i zazwyczaj natychmiastowego lądowania. Własności lotne śmigłowca w autorotacji ograniczone są przez konieczność zapewnienia odpowiedniej prędkości obrotowej wirnika nośnego, możliwie małej prędkości opadania, oraz uniknięcia stref niebezpiecznych kombinacji prędkości i wysokości oraz stanu pierścienia wirowego. W referacie przedstawiono przegląd modeli mechaniki lotu śmigłowców oraz metod sterowania automatycznego stosowanych w lotach autorotacyjnych, oraz własny model dynamiki lotu śmigłowca przygotowany do zastosowania w badaniu autorotacji.

Przemysław Bibik, Krzysztof Gajda, Janusz Narkiewicz

Department of Automation and Aeronautical Systems Institute of Aeronautics and Applied Mechanics Warsaw University of Technology

OPTIMIZATION OF HELICOPTER CONTROL IN AUTOROTATION

Helicopter power failure demands from pilot immediate reaction leading to emergency autorotational landing. In such cases the flight states envelope is limited due to requirements for proper rotor angular speed, small descending velocity and the need for avoiding danger combination of height-velocity zones.

This paper presents the review of helicopter optimal control methods in autorotation. The authors' helicopter model developed for future application in autorotation optimal control is presented as well.

Roman Czyba

Politechnika Śląska, ul. Akademicka 16, 44-100 Gliwice

ZASTOSOWANIE POCHODNYCH WYŻSZEGO RZĘDU W STEROWANIU MODELEM ŚMIGŁOWCA MAŁYCH ROZMIARÓW

W artykule przedstawiony jest proces syntezy sterowania ruchem modelu śmigłowca małych rozmiarów HIROBO SST-Eagle2-GS LONG, będący przedmiotem badań w Zakładzie Sterowania i Robotyki. W pracy wiele uwagi poświęcono na prezentację algorytmu regulacji, sformułowano zadanie sterowania i przedstawiono etapy projektowania regulatorów dla opracowanego modelu symulacyjnego śmigłowca. Omówiono również ograniczenia, jakie wystąpiły podczas projektowania złożonych struktur, a także sposób rozwiązań zaistniałych problemów. W końcowym etapie przedstawiono wyniki symulacji, które konano w układzie zamkniętym z zaprojektowanym układem sterowania.

APPLICATION OF HIGHER ORDER DERIVATIVES IN MODEL-SCALE HELICOPTER CONTROL

In the paper an effective synthesis method of flight control system for a model-scale helicopter HIROBO SST-Eagle2-GS LONG is discussed. The control algorithm based on two ideas: first - the use of high gain in feedback to suppress the disturbances or varying parameters; second - the use of the higher order output derivatives in the feedback loop. This approach and structure of the control system is the implementation of the model reference control. The structure of the paper is as follows. First, a mathematical description of the helicopter model is introduced. Section 3 includes a background of the discussed method and the method itself are summarized. The next section contains the design of the controller, and finally the results of simulations performed in closed loop system are shown.

Roman Czyba, Michał Serafin

Politechnika Śląska, ul. Akademicka 16, 44-100 Gliwice

IMPLEMENTACJA STEROWANIA KRZEPKIEGO NA LABORATORYJNYM MODELU ŚMIGŁOWCA

Celem niniejszej pracy jest opis zastosowania metody kontrakcji dynamicznej do syntezy sterownia położeniem kątowym rzeczywistego obiektu, którym jest laboratoryjny model śmigłowca Humusoft CE1 50. W pracy przedstawiono model dynamiki śmigłowca i wskazano na nieliniowości tkwiące w obiekcie regulacji. Następnie omówiono metodę kontrakcji dynamicznej, która może być stosowana dla obiektów nieliniowych i niestacjonarnych. Zrealizowanie pracy wymagało zaprojektowania i zaimplementowania regulatorów w środowisku Matlab - RealTime Toolbox, oraz analizy i oceny właściwości uzyskanych rozwiązań. W końcowym etapie zaprezentowano wyniki przeprowadzonych doświadczeń, które wykonano w układzie zamkniętym z zaprojektowanym układem sterowania.

ROBUST CONTROL IMPLEMENTATION ON A HELICOPTER LABORATORY MODEL

The main aim of the paper is an application of the Dynamic Contraction Method (DCM) to the synthesis of a control system for a real physical object - a helicopter laboratory model HUMUSOFT CE150. The proposed method is applied to control of the helicopter model, which is treated as a multivariable, nonlinear time-varying system with significant crosscoupling. The control task is formulated as a tracking problem of output variables, where decoupled output transients are accomplished in spite of incomplete information about varying parameters of the system and external disturbances. This approach and structure of the control system is the implementation of the model reference control with the reference model transfer function which is equal to the inverse of the controller "dynamics". It becomes that the proposed method is insensitive to external disturbances and plant parameter changes, and hereby possess a robustness aspects. The structure of the paper is as follows. First, a mathematical description of the helicopter model is introduced. Section 3 includes a background of the discussed method and the method itself are summarized. The next section contains the design of the controller, and finally the results of experiments are shown.

Zbigniew Dziopa, Konrad Stefański

Politechnika Świętokrzyska, al. Tysiąclecia P.P. 7,25-314 Kielce

RAKIETA SAMONAPROWADZAJĄCA SIĘ NA CEL JAKO OBIEKT SAMOBIEŻNEGO ZESTAWU PRZECIWLOTNICZEGO

W opracowaniu przedstawiono model rakiety jako integralny obiekt samobieżnego przeciwlotniczego zestawu raketowego. Trajektoria lotu rakiety uwarunkowana jest manewrem celu, warunkami panującymi w trakcie startu oraz zaimplementowanym algorytmem sterowania. W trakcie startu determinowane są początkowe kinematyczne parametry lotu, które wpływają na kształt trajektorii. Celem pracy jest przedstawienie modelu rakiety bliskiego zasięgu samonaprowadzającej się na obiekt ataku i wystrzelwanej z samobieżnego zestawu przeciwlotniczego.

TARGET- HOMING MISSILE AS A UNIT OF A SELF-PROPELLED ANTI-AIRCRAFT SYSTEM

The paper a missile model as an integral unit of a self-propelled anti-aircraft rocket system. The flight trajectory of the missile depends on the target maneuver, the conditions during the take-off and the implemented control algorithm. The initial kinematic flight parameters which influence the trajectory shape are determined during the take-off. The aim of the paper is to present a model of the target-homing short-range missile launched from the self-propelled anti-aircraft system.

Krzysztof Gajda 1, Przemysław Bibik 2, Janusz Narkiewicz 3

The Warsaw University of Technology, Nowowiejska 24, 00-665 Warsaw
1 kgajda@meil.pw.edu.pl, 2 pbibik@meil.pw.edu.pl, 3 jnark@meil.pw.edu.pl

INVESTIGATION OF HELICOPTER LOW VELOCITY FLIGHT

The feasibility of application in helicopter flight tests of low cost instrumentation composed of Inertial Measurement Unit and GPS receiver was investigated both by simulations and during flight tests. The IMU composed of three one-axial piezoelectric gyroscopes and a three axial accelerometer was designed, manufactured and integrated with GPS receiver. The Kalman signal filtering technique was applied for rejection noise from the signal. The equipment was tested in the laboratory and in flight on board of the Mi-2 helicopter. The helicopter computer model was built using FLIGHTLAB software. The comparison of the results of calculations and the measurements in-flight is presented.

BADANIA LOTU ŚMIGŁOWCOWA Z MAŁYMI PRĘDKOŚCIAMI

Celem badań było opracowanie i sprawdzenie działania układu pomiarowego IMU/GPS w locie śmigłowca i porównanie z wynikami obliczeń symulacyjnych. Inercjalny układ pomiarowy (IMU) złożony z trzech jednoosiowych giroskopów piezowibracyjnych i trójosiowego przyspieszeniomierza, zintegrowano z odbiornikiem GPS.

Zastosowano filtr Kalmana w celu redukcji zakłóceń sygnałów pomiarowych. Układ pomiarowy poddano badaniom laboratoryjnym oraz badaniom w locie na śmigłowcu Mi 2. Opracowano model symulacyjny dynamiki śmigłowca w środowisku FLIGHTLAB. Porównano otrzymane wyniki z obliczeń numerycznych i pomiarów w locie.

Robert Głębocki, Janusz Narkiewicz

Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa ul. Nowowiejska 24, 00-665 Warszawa

HIERARCHICZNY SYSTEM AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA DLA MAŁEGO ŚMIGŁOWCA BEZPILOTOWEGO

W pracy przedstawiono koncepcję systemu automatycznego sterowania opracowaną dla małego bezzałogowego śmigłowca. System jest zbudowany hierarchicznie w trzech etapach sterowania. Opisano pracę poszczególnych kanałów sterowania, stawiane im zadania i wymagane urządzenia. Przedstawiono również opracowane propozycje rozwiązań jednostki centralnej oraz układów wykonawczych sterowania.

A HIERARCHICAL AUTOMATIC CONTROL SYSTEM FOR A SMALL UNMANNED HELICOPTER

In a paper a conception of an automatic control system for a small unmanned helicopter was presented. System is built as a hierarchical one with three control loops. Work or separated control channels, their goals and needed devices were described. Worked out propositions of solutions of a central control unit and servos were also presented.

Robert Głębocki 1, Ryszard Vogt 2

1 Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa ul. Nowowiejska 24, 00-665 Warszawa
2 Wyższa Szkoła Sił Powietrznych w Dęblinie ul. Dywizjonu 303, Dęblin

UKŁAD AUTOMATYCZNEGO NAPROWADZANIA BOMB LOTNICZYCH OPARTY NA SYSTEMIE INS

W niniejszej przedstawiono propozycję systemu sterowania bomb lotniczych. Układ automatycznego sterowania ma charakter hierarchiczny. Oparty jest na wskazaniach INS i Ps. Układ wykonawczy sterowania stanowi zestaw jednorazowych rakietowych silników korekcyjnych. Przedstawiono koncepcję budowy systemu oraz wstępne propozycje rozwiązań.

THE AUTOMATIC GUIDANCE SYSTEM BASED ON THE INS SYSTEM FOR AIRCRAFTS' BOMBS

In the presented paper was described a proposition of a bomb's control system. An automatic control system is hierarchical in his character. It is based on an information INS and GPS. The servo control unit base on a set of one time use rocket correction engines. In the paper the conception of the whole system was described.

Józef Grzybowski

Politechnika Rzeszowska, ul. W.Pola2, 35-959 Rzeszów

STEROWANIE ZESPOŁEM NAPĘDOWYM PIONOWZLOTU

Artykuł prezentuje prototypowy układ sterowania elektrycznym zespołem napędowym pionowzlotu jako samolotu bezzałogowego. Referat opisuje wymagania dotyczące zespołu napędowego pionowzlotu, następnie warunki pracy zespołu napędowego oraz strukturę układu sterowania. Przedstawione zostają: kierunek badań symulacyjnych oraz wybrane wyniki badań właściwości zbudowanych układów rzeczywistych.

VSTOL PLANE POWER UNIT CONTROL SYSTEM

This paper presents prototype of control system for electric power unit of VSTOL unmanned vehicle. It shows requirements of power unit, it's work conditions and structure of control system. It also includes results of simulation reserches and chosen properities of builded real model.

Grzegorz Kopecki

Politechnika Rzeszowska, ul. W. Pola 2,35-959 Rzeszów

STEROWANIE KURSEM SAMOLOTU PRZY BRAKU POMIARÓW PRĘDKOŚCI KĄTOWYCH

Artykuł przedstawia sposób sterowania kursem w sytuacji braku pomiarów prędkości kątowych. Założono dostępność pomiaru kursu mierzonego przez magnetometr wbudowanym klinometrem oraz kątów pochylenia i przechylenia mierzonych przez klinometr (tzw. kąty grawitacyjne). Przedstawiono właściwości metrologiczne dostępnych h pomiarowych. Zaproponowano sposób syntezy prostego układu sterowania kursem opisanej sytuacji. Do testowania proponowanych rozwiązań wykorzystano model matematyczny samolotu PZL-110 „Koliber”.

AIRCRAFT HEADING CONTROL IN CASE OF MISSING ANGULAR RATES DATA

The article presents the problem of aircraft heading control in case of rate gyros faults. It was assumed that heading is measured with the use of a magnetometer with an innbuilt clinometer. Bank and pitch angle are measured by a clinometer. Metrological proper ties of measured data are described. The heuristic heading control system is proposed. For the analysis of the proposed solution, mathematical model of PZL-110 Koliber was used.

Mariusz Krawczyk, Jerzy Graffstein

Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

WYKORZYSTANIE STEROWANIA SAMOLOTEM W RUCHU PROGRAMOWYM W PROCESIE SYNTEZY FUNKCJI FRF

W pracy przedstawiono ogólne założenia programu SOFIA podejmującego próbę rozwiązania problemu bezpiecznego, w pełni automatycznego sprowadzenia samolotu na ziemię. w przypadku wystąpienia działań terrorystycznych. Kolejno omówiono strukturę opracowywanego systemu FRF (Flight Reconfiguration Function) realizującego to zadanie oraz kwestię sterowania lotem w przestrzeni wymagającej realizacji złożonych manewrów pilotażowych.

W szczególności pokazano metodę syntezy programu lotu po wygenerowanej przez system FRF trajektorii rozpiętej w przestrzeni 4D, której działanie zilustrowano wynikami symulacji numerycznej.

INVERSE DYNAMICS OF AIRCRAFT IN SYNTHESSES PROCESS OF FRF FUNCTION

The paper presents general assumption of SOFIA FP6program, be part of the challenge of developing concepts and techniques enabling the safe and automatic return to ground in the event of hostile actions. Successively the structure of FRF (Flight Reconfiguration Function) as well as the problem of complex maneuvers control were discussed.

Particularly the synthesis method for projection of 4D trajectory was discussed as well as simulation results of aircraft prescribed trajectory flight were demonstrated.

Aleksander Nawrat

Politechnika Śląska, Zakład Sterowania i Robotyki, ul. Akademicka 16, 44-100 Gliwice,

AUTONOMICZNA STABILIZACJA ŚMIGŁOWCA MAŁYCH ROZMIARÓW W ZAWISIE

Bezzałogowe obiekty latające stanowią obecnie jeden z najbardziej wyrafinowanych zawansowanych technicznie środków walki każdej nowoczesnej armii. Z łatwością operują nawet nad odległymi rejonami terytorium przeciwnika. Bezzałogowe obiekty latające dują również zastosowania cywilne, między innymi z powodzeniem mogą być wykorzystywane podczas poszukiwań osób zaginionych w wypadkach, oszczędzając w ten sposób załogom ratowniczym.

Opracowano i zaimplemetowano algorytm sterowania odporny na ograniczone zakłócenia losowe (np. niewielkie podmuchy wiatru). W tym celu zbudowano sterownik doświadczalny, który został zainstalowany na zmodyfikowanym konstrukcyjnie modelu śmigłowca (bazującym na modelu firmy Hirobo SST Eagle2 GS Long) i posłużył do weryfikacji doświadczalnej zaproponowanego w pracy algorytmu sterowania śmigłowca w zawisie.

AUTONOMOUS STABILIZATION IN HOVERING FOR SMALL SIZE HELICOPTER

The unmanned flying vehicles are one of the most subtle and advanced technological equipment of modern army. On the

basis of the sufficient elasticity of their construction can operate over distant regions of the enemy's territory as well perform civil operations. For example, they can be effectively used during searches of lost persons, saving time the rescue crews.

An algorithm of automatic control of hover, robust on limited random disturbances (small wind gusts) has been designed and implemented for small size helicopter. To achieve this goal an experimental driver has been designed and built-up on helicopter model of modified construction (based on Hirobo SST Eagle2 GS Long). This construction with built-up electronics (sensors and controller) was used to experimental verification proposed control algorithm for hover operation of helicopter.

Tomasz Rogalski

Politechnika Rzeszowska, ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów

ALTERNATYWNE STEROWANIE RUCHEM BOCZNYM SAMOŁOTU

W pracy zamieszczono opisy wybranych praw sterowania ruchem bocznym samolotu lekkiego. Ich zadaniem jest modyfikacja właściwości pilotażowych samolotu podczas sterowania pośredniego. Zmianie ulega również konfiguracja organów sterowania, których klasyczny układ zostaje zastąpiony przez ministerownicę. Przedstawiono również sposoby testowania działania opisanych algorytmów oraz przyszłe kierunki badań w tej tematyce.

THE ALTERNATIVE CONTROL FOR AIRPLANE LATERAL MODE OF MOTION

The paper presents selected control algorithms the flight control system uses to modify handling characteristics of the plane. The presented control laws go away from a classical configuration of airplane control devices (stick, control wheel and pedals) to the configuration with the sidestick or centrally mounted ministicks. A few tests of described algorithms will be performed using both the specialized laboratory stand and the experimental aircraft equipped with control system SPS-I.

Andrzej Tomczyk

Katedra Awioniki i Sterowania, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechnika Rzeszowska

AKTYWNE SYSTEMY STEROWANIA SAMOŁOTEM

W pracy przedstawiono możliwości wykorzystania właściwości aktywnych układów sterowania, w których podstawowe funkcje stabilizacji orientacji przestrzennej i prowadzenia samolotu po wybranej trajektorii realizuje automat, natomiast pilot generuje sygnały nakazu dla układu automatycznego sterowania, nadzoruje jego pracę oraz podejmuje decyzje operacyjne. Tak więc aktywne układy sterowania współdziałają z pilotem, pośredniczą w sterowaniu obiektem latającym. Pośrednie (Fly-by-wire) układy sterowania stosowane są powszechnie w najnowszych samolotach transportowych i wojskowych.

Samoloty ogólnego przeznaczenia wyposażone są w klasyczne mechaniczne układy sterowania. Właściwości użytkowe tej klasy samolotów można poprawić stosując zaawansowane technicznie układy sterowania. Rozwój współczesnej technologii oraz malejące koszty produkcji elementów i zespołów elektronicznych pozwalają na zastosowanie w samolotach lekkich systemów pośredniego sterowania. Rozwiązanie takie pozwala modyfikować właściwości pilotażowe samolotu, dostosować jego charakterystyki do umiejętności pilota, uczynić samolot bardziej "przyjaznym" dla użytkownika, a więc podnieść poziom bezpieczeństwa m.in. poprzez wprowadzenie funkcji minimalizujących możliwość przekroczenia ograniczeń eksploatacyjnych.

ACTIVE FLIGHT CONTROL SYSTEMS

The piloting of the general aviation aircraft is not very difficult task. However, pilot should have certain psychological and physical predisposition and proper piloting skills. In this paper the application of the active flight control systems is analyzed for improve the handling qualities and automate many navigation and piloting activities. The basic idea of the project is to employ an indirect (Fly-by-wire) software-based flight control system characterized by high degree of automatization. Pilot generates commands for indirect flight control system and retains the crucial role of decision-maker - autopilot controls the aircraft attitude and stabilizes flight parameters. In this way, the flight control system acts the plane as a human-centered, pilot-friendly, and more safety aircraft.

Marcin Żugaj, Janusz Narkiewicz

Politechnika Warszawska, ul. Nowowiejska 24, 00-665 Warszawa

WPLYW AWARII UKŁADU STEROWANIA NA WŁAŚCIWOŚCI PILOTAŻOWE SAMOŁOTU

W celu opracowania układu rekonfiguracji niezbędne jest przeprowadzenie badań, które pozwolą ocenić wpływ poszczególnych rodzajów awarii układu sterowania na jego funkcjonowanie. Wyniki tych badań pozwolą na dobranie struktury i metody rekonfiguracji, która zapewni możliwie najefektywniejsze niwelowanie skutków awarii.

W referacie przedstawione zostały metody i wyniki badań wpływu awarii układu sterowania na własności pilotażowe samolotu. W pracy wykorzystano nieliniowy model samolotu pasażerskiego klasy Business Jet wraz z modelem układu wykonawczego sterowania.

IMPACT OF CONTROL SYSTEM DEGRADATION ON AIRCRAFT FLIGHT PERFORMANCE

In this paper the analysis methods of control system failure have been presented. Those methods allow obtaining the control system degradation performances which can be used for developing of reconfigurable control system.

During this research the nonlinear aircraft model including control surfaces actuation system has been used for examination of selected control system failures.

Piotr Ciecinski

Politechnika Rzeszowska, ul. Wincentego Pola 2,35-959 Rzeszów

MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA SYSTEMU OPERACYJNEGO CZASU RZECZYWISTEGO W LOTNICZYCH UKŁADACH STEROWANIA

Zadanie stworzenia systemu sterowania z uwzględnieniem jedynie aspektu programowego można podzielić na dwie części:

- stworzenie szkieletu oprogramowania (systemu operacyjnego),
- zaimplementowanie algorytmów sterowania.

Dla poprawności działania systemu (modułu sterującego) równie istotne jest uwzględnienie obydwu wymienionych wyżej aspektów oprogramowania. Przy stosowaniu mikrokontrolerów o niewielkiej mocy obliczeniowej zasadne było tworzenie jednego wyspecjalizowanego programu zawierającego zarówno elementy systemu operacyjnego jak i realizowane zadania procesu sterowania. Pojawienie się na rynku zastosowań wbudowanych mikrokontrolerów o dużej mocy obliczeniowej jak również i miniaturowych systemów zgodnych z PC powoduje, że do optymalnego wykorzystania ich możliwości często nie wystarcza stosunkowo proste (z konieczności) oprogramowanie systemowe.

Artykuł niniejszy jest próbą przedstawienia systemów operacyjnych czasu rzeczywistego w aspekcie zastosowań lotniczych. Jest też wstępną analizą możliwości zastosowania takiego oprogramowania w aplikacjach lotniczych.

THE PROSPECTS OF USING OF REAL-TIME OPERATING SYSTEM IN AERONAUTICAL CONTROL SYSTEMS

Creation of control systems in the area of software design includes software framework and control algorithms implementation. Both of aspects are fundamental to good working of control system. Small control and measurement tasks are typically implemented in the low-capacity microcontrollers, where only some tasks realized by operating system are necessary. Nowadays microcontrollers with high-capacity makes possible realization of complicated and multithread control algorithms but successful implementations depends on proper arrangement of the tasks, what is almost only possible if real-time operating system is used. This article is the presentation and analysis of real time operating systems in aviation applications.

Anna Gałach, Stanisław Popowski

Instytut Lotnictwa, Aleja Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

SYSTEM POMIAROWY PARAMETRÓW RUCHU Z UKŁADEM WIZUALIZACJI DLA LEKKICH SAMOLOTÓW

W pracy została przedstawiona koncepcja pokładowego systemu pomiarowego parametrów ruchu, przeznaczonego do zastosowania na lekkich samolotach. System ten pełni rolę źródła sygnałów sprzężenia zwrotnego dla układu automatycznego sterowania lotem (autopilota). Wyniki pomiaru parametrów lotu mogą być przedstawiane graficznie na dołączonym ekranie ciekłokrystalicznym pełniącym funkcję wskaźnika pilotażowo-nawigacyjnego. W zależności od fazy lotu pilot otrzymuje wówczas niezbędne informacje w formie graficznej. Omówiono założenia systemu, koncepcję jego rozwiązania oraz elementy składowe. Rozważania koncentrują się wokół zagadnień związanych z wizualizacją mierzonych parametrów na ekranie wskaźnika pilotażowo - nawigacyjnego. Dyskusję ilustruje prezentacja wybranych funkcji systemu, zrealizowanych w postaci modelu laboratoryjnego, który został zbudowany z wykorzystaniem przemysłowego modułu komputerowego PC-1 04.

MOVEMENT PARAMETERS MEASUREMENT SYSTEM WITH GRAPHIC VISUALIZATION FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

The paper presents the concept of onboard movement parameters measurement system, constructed for light and ultralight aircraft. Presented system is a feedback signals generator for the autopilot. The results of the flight parameters measurement can be presented on liquid crystal display in a Junction of pilotage-navigation indicator. Depending on the flight phase pilot receives all necessary information in a graphic form The paper outlines: assumptions of the system, concepts of solutions and systems elements. The deliberations are focused on visualization of the measured parameters on the screen of the pilotage-navigation indicator. The discussion is illustrated by presentation of chosen system Junctions on the laboratory model, which was realised on the industrial computing module PC- J 04.

Tadeusz Grabowski , Krzysztof Tarlowski
Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

TANI SYSTEM ŁĄCZNOŚCI Z RUCHOMYM OBIEKTEM PRZY POMOCY MODEMU

W przypadku, gdy wymagania na szerokość pasma transmisji nie są zbyt wygórowane, i dopuszczalne są opóźnienia związane z dużym natężeniem ruchu w sieci, do dwustronnej komunikacji z małymi modelami latającymi można wykorzystać moduł telefonu komórkowego. Opisano próbę realizacji takiej komunikacji w oparciu o moduł telefonu komórkowego typu M1306B Fastrack firmy Wavecom. Przy użyciu standardowych komend AT pozwala on na wysyłanie i odbiór wiadomości SMS.

Możliwe jest także wykonywanie operacji takich jak nadawanie i odbiór plików danych przy użyciu protokołu FTP, które bazują na aplikacji firmowej realizującej stos TCP/IP .. Wykorzystując środowisko programistyczne Open AT można również pisać i kompilować własne programy aplikacyjne wgrywane do pamięci Flash modułu Fastrack. W referacie przedstawiono doświadczenia z zastosowaniem trzech wspomnianych wyżej metod przesyłania danych.

A LOW-COST COMMUNICATION SYSTEM WITH A MOVING OBJECT BY MEANS OF A MODEM

In the case of not very excessive requirements for transmission bandwidth, and when some delay related to heavy network traffic is acceptable, it is possible to use a cellular phone module for bi-directional communication with small flying models. An attempt to realize such a communication based on Wavecom cellular phone module M1306B Fastrack has been described herein. The module allows sending and receiving SMS messages by means of standard AT commands, and, as long as firmware application with TCP/IP stack implementation is not replaced by the user application, it also allows such operations as sending and receiving data files with the use of FTP protocol. Employing software development environment (SDE) Open AT, it is also possible to write, compile and debug personal applications designed for downloading into the Flash memory of Fastrack modem. The paper presents the experiences with the three methods of data transmission mentioned above. They include sending the information derived from a data recorder's input to a cellular phone using of A T commands connected with SMS messages, sending files from standard PC input (console) to an FTP server by the use of AT# commands dealing with the firmware TCP/IP stack and automatic sending data files from a traffic counter to an FTP server, where transmission was controlled by the user application developed with the use of Open AT SDE.

Zofia Leszczyńska, Józef Maluj
Instytut Lotnic.twa, Al Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

ROLA BADAŃ ŚRODOWISKOWYCH URZĄDZEŃ A WIONICZNYCH W OBSZARZE CERTYFIKOWANEJ ORGANIZACJI PRODUKUJĄCEJ

W tym referacie przedstawiono cel i rodzaje badań środowiskowych urządzeń awionicznych. Pokazano zmiany w procesie certyfikacji tych urządzeń po wejściu Polski do Unii Europejskiej. Opisano zadania nadzoru lotniczego Unii Europejskiej. Aktualnie projektowanie, produkcja i obsługa urządzeń awionicznych odbywają się w Organizacjach Projektowej, Produkcyjnej i Obsługowej. Laboratorium Badań Środowiskowych może być certyfikowane według wymagań różnych norm w zależności od zakresu wykonywanych badań. W Laboratorium stosowane są różne procedury badawcze. Na podstawie pozytywnych wyników badań wystawiana jest metryka przyrzędu, a w Organizacji Produkującej - metryka i formularz Form] EASA. Przykładowo omówiono zasady badania odporności na wysoką temperaturę. Badania środowiskowe służą do zapewnienia wymaganego poziomu bezpieczeństwa.

ENVIRONMENT AL TESTING OF A VIONICS EQUIPMENTS P ART IN PRODUCTION ORGANISATION APPROV ALS

In this paper there is introduced purpose and type of avionics equipments environ mental testing. The changes in certification process after Poland entrance to the European Dnion are ShOWII. Tasks of aviation inspection in the European Union are described. At the moment design, produce and maintenance of avionics equipments take place in Design Organisation Approvals, Production Organisation Approvals and Maintenance Organisation Approvals. Environmental Testing Laboratory can be certified by different standards ae cording to the scope of performed tests. In the Laboratory different procedures of tests ale preceded. On the grounds of successful tests results specification of instrument and in the Production Organisation Approvals Form l EASA are drawn up. As an example tests rules of resistance to high temperatures are talked over. Environments tests serve assurance of demanded safety level.

Jacek Pieniążek

Politechnika Rzeszowska, ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów

WYKORZYSTANIE INTERFEJSU CAN W UKŁADACH STEROWANIA SAMOLOTAMI OGÓLNEGO PRZEZNACZENIA

W referacie została przedstawiona magistrala systemu pośredniego sterowania samolotem ogólnego przeznaczenia oparta na standardzie CAN i protokole CANaerospace. Omówiono podstawowe rozwiązania a w szczególności podział na część pomiarową i wykonawczą w których uwzględniono różne wymagania stawiane magistrali.

CAN DATA BUS IN THE GENERAL AVIATION AIRCRAFT CONTROL SYSTEM

Digital data-buses based on CAN with CANaerospace protocol as the part of SPS-01 aircraft control system are subject of the paper. Main solutions connected with data-buses configuration are discussed. Additionally modification of the CAN aerospace protocol definition suggested by the author of this paper is presented.

Jacek Pieniążek

Politechnika Rzeszowska, ul. W. Pola 2,35-959 Rzeszów

METODA DOBORU ZADANIA TESTOWEGO PRZY BADANIU INTERFEJSU PILOT-SAMOŁOT

Konieczność obiektywnej oceny interfejsu człowiek-maszyna wymaga odpowiedniego wyboru zadania testowego tak, aby zadanie to było realizowalne przez operatora a równocześnie pozwoliło ocenić na ile wygodne jest korzystanie z urządzeń informujących o stanie samolotu i wspomagających proces sterowania.

W referacie zostanie zaprezentowana metoda doboru zadania testowego dla zadania testowania urządzeń oparta na właściwościach obiektu sterowania. Na podstawie modelu obiektu sterowanego zostaną określone czynności składowe, które będą się składać na zadanie testowe. Powiązanie doboru czynności z testowanym urządzeniem (lub zespołem urządzeń) poprzez model obiektu stanowi najistotniejszy element referatu.

TESTING TASK COMPOSITION FOR PILOT-AIRCRAFT INTERFACES

For objective tests of the man-machine interface proper testing task is necessary. Tests results must give information rather on the testing interfaces and control-assisting devices than on the particular operator.

In the paper testing task is composition method is based on the property of controlled process. For the aircraft dynamic model gives information about state space. Particular device under test is associated with state variables and it is possible to find actions which have influence on these variables. Finally testing task is a composition of actions associated by state variables with the device (or devices) under tests.

Sławomir Michalak, Andrzej Szelmanowski, Krzysztof Sajda, Grzegorz Wudel

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych,

MOŻLIWOŚCI TESTOWANIA POPRAWNOŚCI PRZETWARZANIA INFORMACJI W SYSTEMACH AWIONICZNYCH ZINTEGROWANYCH NA BAZIE CYFROWEJ SZYNY DANYCH MIL-1553B

W referacie przedstawiono wyniki przeprowadzonych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych (ITWL) badań w zakresie metod testowania poprawności przetwarzania informacji w systemach awionicznych zintegrowanych na bazie cyfrowej szyny danych MIL-1553B. W części ogólnej omówiono podstawowe właściwości szyny MIL-1553B oraz standardowe metody zabezpieczeń przed jej ewentualnymi uszkodzeniami. Podano również standardowe procedury stosowane do testowania poprawności przetwarzania danych według standardu MIL-STD-1553B. W części szczegółowej przedstawiono stosowane w ITWL metody testowania szyny MIL-1553B, wykorzystywane na etapie uruchamiania i walidacji integrowanego systemu awionicznego w ramach prac związanych z modernizacją awioniki statków powietrznych wykorzystywanych w Siłach Zbrojnych RP.

POSSIBILITIES OF TESTING THE CORRECTNESS OF DATA PROCESSING IN AVIONIC SYSTEMS INTEGRATED THROUGH THE MIL-1553B DIGITAL DATA BUS

The paper has been intended to present results of studies carried out at Air Force Institute of Technology (AFIT) on methods of testing the correctness of data processing within avionic systems integrated through the MIL-1553B digital data bus. In the general part, essential properties of the MIL-1553B data bus and standard methods of protecting it against possible damages/failures have been discussed. Standard procedures to test the correctness of data processing consistent with the MIL-1553B standard have also been given. The detailed part delivers information on the AFIT-developed methods of testing the MIL-1553B data bus, which are used at the stage of activation and validation of an integrated avionic system. These methods have been developed under the project to upgrade the avionics of aircraft operated in the Armed Forces of the Republic of Poland.

Slawomir Michalak, Andrzej Szelmanowski, Krzysztof Sajda, Janusz Gieralt
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

MOŻLIWOŚCI DIAGNOZOWANIA SYSTEMU AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA LOTEM SAU-22 NA PODSTAWIE PARAMETRÓW LOTU

W referacie omówiono problemy związane z określaniem niesprawności systemów automatycznego sterowania lotem (SASL) na przykładzie systemu SA U-22, zabudowanego na samolotach Su-22. Przedstawiono opracowaną metodę i wyniki zastosowania komputera do analizy informacji ze środków obiektywnej kontroli lotu w zakresie wykrywania niesprawności oraz sprawdzania poprawności regulacji parametrów systemu SA U-22. Na bazie przeprowadzonych w ITWL analiz przedstawiono możliwości budowy komputerowego systemu diagnostycznego dla zespołów oceniających stan techniczny systemów automatycznego sterowania lotem.

POSSIBILITIES OF TESTING THE CORRECTNESS OF AUTOMATIC FLIGHT CONTROL SYSTEM SAU-22 ON BASE FLIGHT PARAMETERS

The intended aim of the paper is to discuss issues closely related with determination of failures to automatic flight control systems (AFCS), exemplified with the SAD-22 systems, built in the Su-22 fighter bombers. Presented are both the method and findings on the applications of a computer to analyse information received from the objective flight control means in the fields of detecting failures to the SAD-22 system and checking the correctness of the SAD-22 system's adjustments. What has been given consideration - on the grounds of analyses conducted at Air Force Institute of Technology (AFIT) - is feasibility of a computer-based diagnostic system for teams expected to assess health/maintenance status of the automatic flight control systems.

Józef Małuj, Zdzisław Szymański
Instytut Lotnictwa, Al Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

KORELACJA POMIĘDZY PROJEKTEM URZĄDZENIA LOTNICZEGO A JEGO BADANIAMI ŚRODOWISKOWYMI, NA PRZYKŁADZIE POKŁADOWYCH BŁOKÓW OŚWIETLENIA

W referacie przedstawiono cel i zakres badań środowiskowych pokładowych urządzeń lotniczych. Zaprezentowano bloki oświetlenia z serii BRO, służące do regulacji jasności podświetlenia czoła przyrządów w kabinie pilotów, i przedstawiono ich podstawowe parametry techniczne. Na przykładzie tych bloków przedstawiono problemy techniczne, związane ze spełnieniem niektórych wymagań środowiskowych, i znaczną rolę badań, które powinny być wykonywane na kolejnych etapach tworzenia konstrukcji. Przedstawiono wymagania i metodykę dwóch wybranych badań: odporności na działanie wilgoci i poziomu wytwarzanych, przewodzonych zakłóceń radiowych. Badania środowiskowe urządzeń lotniczych są podstawą do wprowadzenia zmian konstrukcyjnych w różnych fazach projektowania, co prowadzi do zapewnienia niezawodności urządzeń w każdych dopuszczalnych warunkach eksploatacji.

CORRELATION BETWEEN AVIONICS EQUIPMENT DESIGN AND ITS ENVIRONMENTAL TEST, SHOWN AN AIRCRAFT LIGHTS SUPPLY UNITS.

In the paper the purpose and range of avionics equipment environmental testing as their essential parameters. They are assigned for controlling of lighting the instruments front panels in the cockpit. Technical problems related with meeting of some environmental requirements, and great weight of tests that should be realized at following stages of creating the design, have been described on the example of the BRO units. That leads to secure the reliability of devices in every permissible conditions of exploitation.

Krzysztof Tarłowski, Tadeusz Grabowski
Instytut Lotnictwa, Al Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

MONITOROWANIE RUCHU NA DROGACH I PŁYCIE LOTNISKA

W pracy opisano wykonany w Instytucie Lotnictwa model głowicy pomiarowej dla układu do monitorowania ruchu na drogach przy pomocy pętli indukcyjnej. Następnie przedstawiono schematy blokowe głowicy pomiarowej, stacji lokalnej i osiągnięte wyniki pomiarów nieruchomego i poruszającego się pojazdu. Zasygnalizowano również sprawdzoną przez autorów propozycję transmisji danych przy pomocy modemu z urządzenia pomiarowego do centrali zbierającej i analizującej dane z kilku punktów pomiarowych. W dalszej części referatu zaproponowano możliwości zastosowania układu pomiarowego do badania miejsca przebywania i ruchu samolotów i innych pojazdów na płycie lotniska, a szczególnie na pasach startowych.

MONITORING ROAD TRAFFIC AND AIRPORT AREA TRAFFIC

The model of measuring head for a road traffic monitoring circuit with an inductance loop built in the Institute of Aviation is described in the paper. The project concept issues have been outlined briefly. The main advantages and disadvantages of inductance loop detectors have been pointed out. General rules and requirements concerning the construction of the loop have also been mentioned. Block diagrams and main construction features of the measuring head and the local station have been presented. The measurements of the model were performed for the cases when a car was moving forth and back over a single loop. The paper presents some of the results achieved. Some construction features of the car are reflected in the output data and will allow a rough classification of vehicles.

A possibility of using of the measurement circuit for localization of stationary and moving planes and other vehicles over the airport area (especially on the runways) is presented further in the paper.

Ryszard Witkowski

Polskie Linie Lotnicze LOT S.A.

BEZPRZEWODOWE SYSTEMY TRANSMISJI PARAMETRÓW LOTU W LINIACH LOTNICZYCH

Szybki i efektywny dostęp do danych z lotu jest niezwykle ważną sprawą w funkcjonowaniu linii lotniczej. Przyczynia się bowiem w istotny sposób do podniesienia bezpieczeństwa i jakości wykonywanych operacji lotniczych, a także umożliwia podejmowanie trafnych decyzji dotyczących właściwego wykorzystania sprzętu i bazy przewoźnika lotniczego. Coraz częściej w powyższym procesie wykorzystywane są bezprzewodowe systemy transmisji parametrów lotu, w znacznej mierze niezależnie od miejsca i okoliczności transferu danych. Publikacja omawia powyższe zagadnienia w oparciu o kilka istniejących rozwiązań z tej dziedziny. Znalazły one zastosowanie w konkretnych liniach lotniczych, jako niezbędne elementy monitoringu bezpieczeństwa, jakości czy niezawodności. W artykule dokonano także porównania tych systemów z wcześniejszymi sposobami pozyskiwania danych z lotu. W zakończeniu wskazano korzystne aspekty analizy parametrów lotu, w tym także z transmisji bezprzewodowej.

WIRELESS FLIGHT DATA TRANSMISSION SYSTEMS IN AIRLINES

Quick and effective access to flight data is very important in airlines operations due to increasing of their safety and quality level. It also helps to realize a proper decision making on airline resources management. The wireless transmission systems of flight data are used in that process still more and more, making it almost independent of place and other factors of data transferring. The report presents above subjects with considering of now existing and future solutions. Some of them were implemented in airlines, as a necessary part of safety and quality programmes. The comparing of past and existing systems and differences between them were also discussed. The author concludes advantages of flight data monitoring, with considering of wireless systems.

Leszek Baranowski 1, Józef Grzybowski 2

1 Wojskowa Akademia Techniczna, ul. Gen. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa

2 Politechnika Rzeszowska, ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów

WYKORZYSTANIE SYSTEMU AKWIZYCJI DANYCH DO BADAŃ DYNAMIKI POCISKÓW BALISTYCZNYCH

Badania w locie obiektów balistycznych stanowią najwiarygodniejsze źródło danych wykorzystywanych w procesie identyfikacji parametrów modelu fizycznego lotu tychże obiektów. W referacie zostanie przedstawiony system akwizycji danych o parametrach lotu obiektów balistycznych na przykładzie strzelania pociskiem moździerzowym. Omówione zostaną warunki jakie powinien spełniać system, koncepcja rozwiązania, budowa oraz badania wstępne prototypu systemu akwizycji danych. Podstawowym problemem było zbudowanie układu zdolnego do pracy po początkowym przyspieszeniu działającemu na wystrzelwany pocisk. Pomiar parametrów lotu pocisku na trajektorii lotu realizowany jest przy wykorzystaniu układu pomiarowego zamontowanego wewnątrz pocisku moździerzowego w miejsce zapalnika i ładunku wybuchowego. Elementami tego układu pomiarowego są: akcelerometry, giroskopy prędkościowe, czujnik temperatury zapalnika, czujniki wstrząsów (uderzenia), fotodetektor oraz układ archiwizacji danych. Pomierzone parametry lotu pocisków będą stanowiły podstawę przeprowadzenia identyfikacji przede wszystkim charakterystyk aerodynamicznych pocisku poprzez rozwiązanie zagadnienia odwrotnego.

USING OF DATA ACQUISITION SYSTEM FOR INVESTIGATION OF MORTAR MISSILE DYNAMICS

This paper presents data acquisition system for investigation of mortar missile. It includes requirements, that this recorder has to fulfill, construction conception, design, and preliminary test of module which in finally tests has been builded on mortar missile, and fired.

Bogusław Dołęga, Grzegorz Kopeccki, Tomasz Rogalski
Politechnika Rzeszowska, ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów

WYBRANE PRZYKŁADY REDUNDANCJI ANALITYCZNEJ W UKŁADACH POMIAROWYCH SYSTEMU POŚREDNIEGO STEROWANIA SPS-01

Artykuł prezentuje wybrane przykłady estymacji wielkości krytycznych dla bezpieczeństwa lotu, przy wykorzystaniu wybranych metod analitycznych. Zaprezentowano metodykę wykorzystującą zależności fizyczne pomiędzy zmiennymi estymowanymi i mierzonymi. Pokazano również wykorzystanie obserwatora stanu oraz filtracji Kalmana. Do testowania prezentowanych rozwiązań wykorzystane zostały dane zarejestrowane podczas badań w locie.

SELECTED EXAMPLES OF ANALYTICAL REDUNDANCY IN MEASUREMENT EQUIPMENT OF GENERAL AVIATION SPS-01 FLY-BY-WIRE CONTROL SYSTEM

The article presents chosen examples of pitch and bank angles estimations. For the estimation, physical equations, state observer and kalman filtering were used. The article discusses properties of estimated values. For testing, flight test data were used.

Jan Dziubiński

Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

PRĘDKOŚCIOMIERZ OPADANIA SAMOLOTU PODCZAS LĄDOWANIA

Dostępność mikrofalowych modułów nadawczo-odbiorczych wykorzystujących efekt Dopplera ułatwia budowę urządzeń o zwartej (modułowej) konstrukcji do pomiaru prędkości. W Instytucie Lotnictwa podjęto prace nad konstrukcją przyrządu mierzącego prędkość opadania samolotu podczas lądowania (przyziemienia). Przyrząd będzie wykorzystany w laboratorium badania podwozi. W referacie omówiono metodę pomiaru prędkości i sposób realizacji przyrządu działającego w oparciu o efekt Dopplera.

SPEEDOMETER OF AIRPLANE DESCENT DURING LANDING

Accessibility of Microwave Doppler RF Transceiver Module simplifies construction module devices for speed measurements. In Institute of Aviation the design of the device which is to measure the descent speed of the aircraft during the landing phase by the use of Doppler effect has been started. The device will be used in laboratories for testing landing. In the report the method of measuring the speed and the way of construction of the device using Doppler effect is described. Doppler frequency spectrum from DF100 is digital processed. Obtained frequency of spectral line is proportional to measured speed. Signals digital processing is realized by microcontroller based on 32-bit ARM RISC process. Moreover microcontroller calculates speed, sends result to project module and to computer, which is connected by RS232 interface.

Jarosław Hajduk 1, Stanisław Popowski 2

1Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Janusza, 00-961 Warszawa

2Instytut Lotnictwa, Aleja Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

DOŚWIADCZALNE PORÓWNANIE RÓŻNYCH METOD WYZNACZANIA ORIENTACJI PRZESTRZENNEJ MAŁYCH BEZZAŁOGOWYCH OBIEKTÓW LATAJĄCYCH

W referacie przedstawiona została dyskusja wybranych metod wyznaczania (estymacji) orientacji przestrzennej. Opisano system pomiarowy, który został skonstruowany, a następnie zainstalowany na pokładzie małego, bezzałogowego obiektu latającego, gdzie posłużył do przeprowadzenia pomiarów i rejestracji parametrów jego lotu. Wyniki tych eksperymentów wykorzystano do określenia (w trybie 'off-line') orientacji przestrzennej obiektu podczas lotu za pomocą omawianych wcześniej metod. Przeprowadzono także analizę porównawczą uzyskanych rezultatów, dokonując ich weryfikacji. Wyniki były porównywane z wzorcową orientacją kątową, wyznaczoną na podstawie analizy obrazu otrzymanego z kamery zainstalowanej na pokładzie obiektu latającego. Przedstawiono wnioski i sugestie odnośnie rozwiązań, które mogą znaleźć zastosowanie w pokładowych systemach orientacji przestrzennej małych, bezzałogowych obiektów latających.

EXPERIMENTAL COMPARISON OF VARIOUS METHODS OF SPATIAL ORIENTATION DETERMINATION FOR SMALL UNMANNED AERIAL VEHICLES

The paper discusses selected methods of spatial orientation determination (estimation). The measurement system construed and subsequently installed onboard of a small unmanned aerial vehicle is described, as it was used to carry out measurements and register its flight parameters. The results of those experiments were used to determine (in offline mode) the spatial orientation of the vehicle during the flight with the methods discussed before. Also comparative analysis and verification of the obtained results were conducted. The results were compared to a model angular orientation determined on the basis of the image analysis received from camera installed on the aerial vehicle. The conclusions and suggestions about solutions that might be applied in spatial orientation onboard navigation systems of small, unmanned aerial vehicles were presented.

Krzysztof Jaskot

Politechnika Śląska, ul. Akademicka 16, 44-100 Gliwice

WYKORZYSTANIE INFORMACJI GPS DO STEROWANIA OBIEKTEM UAV

W pracy rozpatrywano zagadnienie sterowania małym obiektem latającym wykorzystującym informację pochodzącą z układu GPS. Obiektem sterowania jest model śmigłowca spalinowego, w którym jeden z kanałów (ster kierunku) pracuje na podstawie informacji pochodzącej z układu GPS. Do sterowania wykorzystywany jest układ zbudowany: wykorzystaniem mikrokontrolera, którego zadaniem jest wypracowanie sygnału sterującego serwo mechanizmem kierunku w zależności od położenia modelu śmigłowca. Informacja o położeniu pochodzi z systemu GPS oraz z tabeli „waypoint’ów” wpisanych jako cele nawigacyjne do pamięci mikrokontrolera. W pracy przedstawiono budowę układu, jego konfigurację oraz wyniki prezentujące działanie układu do sterowania modelem śmigłowca.

IMPLEMENTATION OF GPS INFORMATION TO CONTROL OF UAV MODEL

In this paper was considered problem of automatic control of helicopter model using information from GPS system. Structure of the controller board which basis on the PIC 18F452 micro controllers based on the RISC (35 instructions) Harvard architecture are described. The base station equipment are also described. Considered in this work helicopter model it was delivered by the HIROBO Ltd., as a Radio Control model. Results of real application are also shown - fig. 7. The obtained properties of the system have been effected that it can be used for future research and autopilot design project.

Stanisław Konatowski, Andrzej Pieniżny

Instytut Radioelektroniki Wydziału Elektroniki Wojskowej Akademii Technicznej

OCENA DOKŁADNOŚCI ESTYMACJI POŁOŻENIA UA V PRZEZ NIELINIOWE FILTRY KALMANA

Artykuł prezentuje wyniki badań porównawczych nieliniowej filtracji Kalmana, stosowanej do określania położenia i prędkości obiektów bezpilotowych (UA V).

W wielu aplikacjach nawigacyjnych model systemu nie jest liniowy, lecz zawiera nieliniowości w równaniach stanu i/lub w pomiarowym. Sytuacja taka wymaga zastosowania linearyzacji. Wtedy, jednym z możliwych rozwiązań jest rozszerzony filtr Kalmana EKF (Extended Kalman Filter). Alternatywą dla rozszerzonego filtru Kalmana jest bezśladowy filtr Kalmana UKF (Unscented Kalman Filter), który nie linearyzuje modeli procesów i pomiarów, ale operuje na parametrach statystycznych poddanych nieliniowym przekształceniom. Podstawą działania UKF jest przekształcenie bezśladowe.

Celem artykułu jest porównanie jakości estymacji położenia i prędkości UAV przy użyciu dyskretnego, rozszerzonego i bezśladowego filtru Kalmana. Porównanie jakości filtracji zostało przeprowadzone metodą badań symulacyjnych w środowisku MATLAB.

ESTIMATION OF UAV POSITION BY NONLINEAR KALMAN FILTERS

The paper presents a comparison of the estimation quality for the following Kalman filters: covariance filter (KF), extended filter (EKF) and unscented filter (UKF). In situations when the problems are nonlinear or the noise that distorts the signals is non-Gaussian, the Kalman filters provide a solution that may be far from optimal. Nonlinear problems can be solved with the extended Kalman filter. This filter is based upon the principle of linearizing the state transition matrix and the observation matrix with Taylor series expansions. Unscented Kalman filter with comparison to EKF does not linearize the model but operates on the statistical parameters of the measurement and state vectors that are subsequently nonlinearly transformed. The unscented Kalman filter is based on the unscented transform (UT).

Stanisław Konatowski

Instytut Radioelektroniki Wydziału Elektroniki Wojskowej Akademii Technicznej

OCENA PARAMETRÓW ESTYMACJI NIELINIOWYCH ALGORYTMÓW FILTRACJI DLA RÓŻNYCH ROZKŁADÓW SZUMÓW PROCESU

Najbardziej rozpowszechnionym algorytmem rozwiązania nieliniowej filtracji jest rozszerzony filtr Kalmana (EKF). Filtr ten wykorzystuje założenia, że wszystkie przekształcenia są quasilineowe. Powoduje to duże błędy, ponieważ wiele funkcji nieliniowych trudno jest dobrze zaprosymować za pomocą funkcji liniowych. W celu zminimalizowania tych błędów wprowadzony został bezśladowy filtr Kalmana (UKF), który aproksymuje rozkłady zmiennych losowych stanów. Pozwala to na rozwinięcie w szereg Taylora i uzyskanie dokładności estymacji do wyrazów trzeciego rzędu dla każdej nieliniowości. Stosuje się także metodę nieliniowej, niegaussowskiej estymacji bazującej na filtrze cząstkowym. Jest ona znaną metodą, ale dopiero od niedawna - dzięki wprowadzeniu pewnych ulepszeń - okazało się, że może mieć praktyczne zastosowanie.

W artykule dokonano oceny parametrów algorytmów filtracji dla różnych typów nieliniowości i różnych rodzajów rozkładów szumów procesu - gaussowskich lub im przybliżonych (np. rozkład Studenta o dużej liczbie stopni swobody) oraz niegaussowskich (np. o rozkładzie Rayleigh’ a lub Gamma).

THE ACCURACY OF NONLINEAR FILTRATION ALGORITHM FOR DIFFERENT PROBABILITY DISTRIBUTION OF NOISES

The paper presents accuracy examinations of position estimation for five of filters: Kalman filter EKF, unscented Kalman filter UKF, particle filter PF and its modifications. The observation vector with four types of non-linear function has been used examinations. Simulations for two combinations of probability distribution parameters performed: Gaussian and Gamma (non-Gaussian). Mean values and variance of the mean square-error of the position estimates and time performance of algorithm were used for comparative analysis. Comparison of filtration process quality was carried out in Matlab. Results are presented and discussed.

Damian Kordos, Pawel Rzucidlo

Politechnika Rzeszowska, ul. W.Pola 2,35-959 Rzeszów

SYSTEM TELETRANSMISJI, WIZUALIZACJI I REJESTRACJI DANYCH

W pracy przedstawiono koncepcję oraz praktyczną realizację systemu teletransmisji, który pozwala na przesyłanie drogą radiową danych o różnorodnych formatach, jak również umożliwia zdalne sterowanie pracą wybranych urządzeń. Prezentowane rozwiązanie bazuje na zestawie standardowych radiomodemów pracujących w zakresie fal ultrakrótkich, które przeznaczone są do szeregowej transmisji danych poprzez złącze typu RS232. Zastosowane w trakcie badań modemy pracują w trybie duosimpleks i umożliwiają cyfrową wymianę informacji pomiędzy dwoma terminalami, jak również transmisję sygnału fonicznego w postaci analogowej. Rdzeń systemu teletransmisji nie jest ściśle związany z konkretnym typem modemów i w praktyce może współpracować z dowolnymi urządzeniami obsługującymi standard RS232 (zarówno w wersji pełnej jak i uproszczonej). Opracowany protokół transmisji umożliwia przesyłanie tekstu (rodzaj komunikatora), wymianę dowolnych plików (ograniczenie jedynie ze względu na czas transmisji), jak również monitorowanie i zdalne sterowanie pracą urządzeń zewnętrznych. Dodatkowo istnieje możliwość szyfrowania przesyłanej informacji oraz stosowania kodów korekcyjnych. Prezentowane rozwiązanie powstało z myślą o latającym laboratorium, choć może zostać wykorzystane również do budowy symulatora jak i rzeczywistego systemu bezzałogowego. W przypadku BAL (Bezzałogowego Obiektu Latającego) jeden z terminali systemu teletransmisji może stanowić konsolę operatora (lub jej element), gdyż oprogramowanie wyposażono standardowo w obsługę ministerownicy ręcznej oraz wskaźnika zintegrowanego służącego do wizualizacji parametrów lotu. Zastosowanie systemu jako pomocy dydaktycznej w latającym laboratorium umożliwi prowadzenie czynnych eksperymentów zarówno z pokładu samolotu jak i za pośrednictwem stacji naziemnej, pozwalając tym samym znacznie poszerzyć krąg osób uczestniczących aktywnie w badaniach.

REMOTE DATA TRANSMISSION, VISUALIZATION AND RECORDING SYSTEM

The conception as well as practical realization of transmission system has been presented in this paper. Described solution enables wireless transmission of various types of data and remote control of selected devices. Presented system bases on very high frequency RS232 standard modems. Applied devices work in duo-simplex mode and allow users for data and analog sound transmission. The core of transmission system is not assigned especially for specific type of modems and can work with other RS232 standard devices (full or simplified protocols). Designed transmission protocol enables text transmission (message system), file exchange (limited by time of operation only), monitoring, and remote control of peripherals. Additional option of described software is possibility of data encoding and correction of damaged data. Presented solution was realized for purposes of flying laboratory but it can be used for construction of unmanned system too. One terminal can work as operator console (or its part) - side stick interface and EFIS indicator are standard modules of proposed transmission system. Second terminal should be applied on the board of carrier in this solution. The using of the system as didactic tool for purposes of flying Laboratory allow to carry out active experiments operators located on the board of aircraft as well as on the ground station.

Mariusz Krawczyk, Jerzy Graffstein

Instytut Lotnictwa Al. Krakowska 100/114, 02-256 Warszawa

PROSTA METODA DIAGNOZOWANIA BEZDECHU SENNEGO

Patologia polegająca na okresowym bezdechu podczas snu, jest ciężką chorobą powodującą przewlekłe niedotlenienie organizmu. Z przeprowadzonych badań wynika, że zjawisko ma charakter masowy - występuje u 6% populacji. Jej odległym, nie zawsze prawidłowo kojarzonym skutkiem, jest znaczny wzrost prawdopodobieństwa wystąpienia wielu chorób, np. układu sercowo-naczyniowego i nerwowego.

Koncepcja prezentowanej metody diagnostycznej, weryfikowana w ramach projektu rozwojowego, zakłada wykonanie pośredniej oceny procesu oddychania na podstawie analizy stowarzyszonych ruchów klatki piersiowej i brzucha. Pomiar wykonywany jest za pomocą czujnika piezoelektrycznego. Kolejno zarejestrowany sygnał poddawany jest procesowi zaawansowanej analizy numerycznej, w celu wykrycia zespołu bezdechu sennego.

W artykule przedstawiono i omówiono wstępne wyniki analizy testowych pomiarów klinicznych.

NON COMPLICATED DIAGNOSTIC METHOD OF OBSTRUCTIVE SLEEP APNEA SYNDROME

Pathology consisting in occurrence of apnea periods during a sleep is a serious illness resulting in protracted hypoxemia of the whole organism. Results of research prove the mass character of this phenomenon - about 6% of population suffers from this affection. Its far and sometimes not correctly diagnosed results are many serious diseases of heart & vascular or nervous systems.

The diagnostic method presented here and developed within the grant project. is based on indirect estimation of breathing process depending on analysis of abdomen and chest movements. The measurement is realized by piezoelectric sensor. The recorded signal is then subjected to advanced numerical analysis aimed at apnea detection.

Some preliminary results of test measurements carried on in hospital are presented and discussed in the article.

Andrzej Pieniężny, Stanisław Konatowski

Instytut Radioelektroniki, Wydział Elektroniki Wojskowej Akademii Technicznej, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa

OBSERWACJA OBIEKTU RADAROWEGO Z STOSOWANIEM METOD CZĘSTOTLIWOŚCIOWOCZASOWYCH

Zmienność struktury częstotliwościowo-czasowej sygnału radarowego jest cechą dawaną przez naturę obserwowanych obiektów lub też jest ona kształtowana celowo. Implikuje ona pewne możliwości w ocenie właściwości obserwowanego obiektu. Koherenttobserwacje radarowe pozwalają ukształtować częstotliwościowo-czasowy obraz obiektu, można poddać analizie z zastosowaniem technik przetwarzania obrazów w celu jego identyfikacji. W artykule przedstawiono pewne wyniki przetwarzania sygnałów radarowych w oparciu o rozkład częstotliwościowo-czasowy Wignera- Ville' a.

RADAR TARGET SURVEILLANCE WITH TIME-FREQUENCY METHOD APPLICATION

Time frequency methods are becoming increasingly popular in radar surveillance for radar targets classification and identification. The paper presents some simple results of radar signals and radar images processing.

Andrzej Pieniężny

Instytut Radioelektroniki, Wydział Elektroniki Wojskowej Akademii Technicznej, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa

LOKALIZACJA AKUSTYCZNYCH ŹRÓDEŁ EMISJI

Praca dotyczy estymacji opóźnień w problemie lokalizacji obiektów akustycznych. Przedstawiono wpływ oddziaływań akustycznych na środowisko. Przedstawiono wybrane metody estymacji opóźnień sygnałów mających potencjalne możliwości zastosowania.

ACOUSTIC SOURCES LOCALIZATION

The paper presents some issues of acoustic sources localization. Localization process is based on time delay estimation. Correlation and adaptive method of time delay estimation are presented. Some problems of their practical implementation are discussed. Adaptive method of time delay estimation offers a relative simplicity in practical application.

Stanisław Popowski

Instytut Lotnictwa, Aleja Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

WYZNACZANIE KĄTA POCHYLENIA I PRZECHYLENIA W TANICH SYSTEMACH NAWIGACJI LĄDOWEJ

Systemy nawigacji stosowane powszechnie w transporcie samochodowym zwykle sprowadzają się do układu nawigacji satelitarnej uzupełnionego prostym układem nawigacji zliczeniowej. Ten ostatni najczęściej wykonany jest w tzw. konfiguracji minimalnej, obejmującej jeden jednoosiowy giroskop światłowodowy, dwa przyspieszoniomierze i licznik drogi. W pracy przedstawiona została dyskusja metody pomiaru kątów: pochylenia i przechylenia pojazdu w takim uproszczonym systemie nawigacji. Omówiono mechanizmy powstawania błędów nawigacji, których źródłem są niedokładności pomiaru tych kątów. Przedstawione metody zostały zweryfikowane doświadczalnie podczas eksperymentów, których wynik zamieszczono w pracy.

DETERMINING PITCH AND ROLL ANGLE IN CHEAP LAND NAVIGATION SYSTEMS.

Navigation systems commonly used in automobile transport are usually limited to a satellite navigation system completed with simple dead reckoning navigation system. The latter most often is built in so called "minimal configuration" containing one single axis optic fiber gyroscope, two accelerometers and dead reckoning. The paper discusses the method of angle

measurement: pitch and roll of the vehicle in such a simplified navigation system. Also the mechanism of navigation errors occurrence resulting from angle measurements inaccuracy is analysed. Presented methods were verified experimentally and the results are included in the paper.

Stanisław Popowski

Instytut Lotnictwa, Aleja Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

METODY OGRANICZANIA BŁĘDÓW W NAWIGACJI INERCJALNEJ

Do najbardziej istotnych zalet nawigacji inercyjnej należą: jej autonomiczny charakter, duża niezawodność, wyjątkowa odporność na zakłócenia oraz możliwość uzyskiwania pełnej informacji o ruchu obiektu. Niestety, wadą ograniczającą jej powszechne stosowanie są wysokie wymagania odnośnie dokładności czujników pomiarowych, przyspieszeniomierzy i giroskopów wchodzących w skład systemu, co bezpośrednio przekłada się na jego koszty - zwykle dosyć wysokie. Wspomniane wymagania są jednak niezbędne, ponieważ stosowana w takich systemach procedura określenia położenia poprzez dwukrotne całkowanie sygnałów pomiarowych powoduje narastanie błędów nawigacji proporcjonalnie do kwadratu czasu, jaki upłynął od chwili rozpoczęcia jej prowadzenia. W pracy przedstawione zostały metody uzyskiwania liniowej zależności dokładności nawigacji od czasu. Krótko przypomniano osiągnięcia Maxa Schulera, omówiono sposoby tłumienia tak zwanych oscylacji Schulera oraz przedstawiono ideę procedury ZUPT (Zero Velocity Updates), która takie pozwala na zachowanie liniowej zależności błędu określenia położenia od czasu, Rozważania teoretyczne zostały zilustrowane wynikami obliczeń symulacyjnych i badań eksperymentalnych.

METHODS OF INERTIAL NAVIGATION ERRORS LIMITATION.

Some of the most significant inertial navigation advantages are: its autonomy, high reliability, extraordinary resistance to interferences and the possibility to receive full information about vehicle movements. Unfortunately, the disadvantage limiting its common application are high requirements for measurement sensors precision, as well as accelerometers and gyroscopes included in the system, which affects directly its usually high cost. Such requirements are nevertheless essential because the procedure used in such system i. e. location determination through double integration of measurement signals) provokes the navigation errors rise, proportionally to the square of time elapsed since the moment of beginning of that procedure. The paper presents the methods of so called Schuler oscillations damping were discussed. Also the idea of ZUPT (Zero Velocity Updates) that allows for maintaining the linear relation of the location determination error and time. The theoretical considerations were completed with results of simulation calculations and experimental research.

Stanisław Popowski, Witold Dąbrowski

Instytut Lotnictwa, Aleja Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

POMIAR PRĘDKOŚCI PIONOWEJ SAMOLOTU PODCZAS LĄDOWANIA

W pracy omówiona została koncepcja pomiaru prędkości pionowej samolotu podczas lądowania. Pomysł rozwiązania oparto na wykorzystaniu tanich czujników typu MEMS: przyspieszenia, prędkości kątowej i ciśnienia statycznego. Poszukiwana estymata prędkości pionowej jest wyznaczana poprzez integrowanie pomiarów z dwóch źródeł. Jednym z nich jest sygnał otrzymany w wyniku całkowania przyspieszenia mierzonego w kierunku osi pionowej, a drugim - sygnał uzyskany poprzez różniczkowanie barometrycznej wysokości lotu. Pomiaru wykonywane przy pomocy czujników typu MEMS wykazują małą stabilność wskazań w długim okresie czasu. Aby temu zaradzić, w systemie uwzględnione zostały także wyniki pomiarów prowadzonych przy pomocy systemu GPS. Zabieg ten umożliwił uzyskanie znacznej poprawy stabilności długookresowej systemu pomiarowego z tanimi czujnikami. Przedstawione zostały wyniki badań eksperymentalnych wykonanych na samolocie An-28.

MEASUREMENT OF THE AIRCRAFT VERTICAL SPEED DURING LANDING

The paper presents measurement of the aircraft vertical speed during landing conception. Solution idea lays on inexpensive acceleration, angular rate and static pressure sensors type MEMS application. A wanted vertical speed estimate is determined by integration of two signal source measurement. One of them is integrated vertical acceleration signal and the second one is differenced flight barometric altitude signal. The MEMS type sensors measurement have low long-time stability. To prevent this problem, the GPS system made measurement results were taken into account in the system, too. This treatment enables long-time stability serious improvement achievement of measurement system based on cheap sensors. The experimental test, made An-28 onboard, results are presented.

16-KANAŁOWY REJESTRATOR DANYCH ANALOGOWYCH

W referacie przedstawiono krótki opis 16-kanałowego rejestratora danych analogowych wraz ze schematem blokowym. Następnie przedstawiono parametry rejestratora i opisano jego podstawowe podzespoły wraz z omówieniem zastosowanych elementów. Omówiono powody, dla których były zmieniane w kolejnych wersjach rejestratora. Szczególną uwagę zwrócono na mikroprocesory ze względu na ich kluczową rolę w całej konstrukcji. W wersji pierwotnej pierwszy z nich służy do zbierania danych z przetwornika AC a drugi odpowiedzialny jest za kontrolowanie i wykonywanie wszystkich pozostałych procesów w rejestratorze. Następnie przedstawiono sposób przekazywania zebranych informacji do komputera PC i opisano oprogramowanie pomocnicze. Do opisu dodano wyszczególnienie najpopularniejszych programów mogących pomóc w opracowywaniu i przeanalizowaniu zebranych danych.

16-CHANNEL ANALOGUE DATA RECORDER

In 2004 a functional model of a general purpose 16-channel analogue data recorder for a helicopter model was built in the Institute of Aviation. The basic parameters and features of the recorder have been presented in the paper, as well as its block diagram and a short description of the design. The main components of the recorder are presented and discussed: the microcontrollers, the flash memory and the analogue-digital converter. Special attention has been paid to the microcontrollers due to their key role in the whole design. The recorder has also a built-in GPS receiver. The reasons for changing components in subsequent versions of the recorder are discussed. Some data gathered onboard can be transmitted simultaneously over a GSM/GPRS modem Fastrack MI306B to the operator of the model with the recorder installed. After the test/tests all the data recorded are transferred to a portable PC using a cable connected to the parallel port of the computer and dedicated auxiliary application program, which was also developed. The functions of the application also include decoding data transferred to a commonly used format with tab separators, and reconfiguration of the recorder. The possibility of using of typical programs (Excel, Grapher) for data analyzing and presentation has been mentioned.

Monika Burek, Wojciech Puchalski, Cezary Szczepański

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych 01-494 Warszawa 46, ul. Księcia Bolesława 6

GRAFICZNE INTERFEJSY UŻYTKOWNIKA W SYMULATORZE BADAWCZO-KONSTRUKCYJNYM

W referacie przedstawiono Graficzne Interfejsy Użytkownika (ang.: Graphical User Interface - GUI) umożliwiające komunikację człowiek-maszyna w opracowywanym w ITWL symulatorze badawczo-konstrukcyjnym przeznaczonym do badań optymalizacyjnych interfejsu człowiek-maszyna w kokpitach wojskowych statków powietrznych.

GRAPHICAL USER INTERFACE OF RESEARCH-ENGINEERING SIMULATOR

Graphical User Interfaces of research-engineering simulator being under development at the Air Force Institute Of Technology have been presented in the paper. The simulator is being dedicated to the man-machine interface optimization for the military aircraft. So for that purpose the interfaces at the simulator have been prepared. The important factors of their designing were also unification and simplicity of their usage by the researchers.

Krzysztof Butlewski, Przemysław Mądrzycki, Cezary Szczepański

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Ks. Bolesława 6, 01-494 Warszawa

KONCEPCJA SYSTEMU KOMPUTEROWEGO SYMULATORA BADAWCZO KONSTRUKCYJNEGO

Artykuł opisuje koncepcję systemu komputerowego symulatora badawczo konstrukcyjnego, która została opracowana w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych dla potrzeb stanowiska do optymalizacji interfejsu człowiek-maszyna w kokpitach wojskowych statków powietrznych. Została omówiona struktura funkcjonalna systemu komputerowego, struktura oprogramowania i struktura sprzętowa. Opisano również podstawowe fazy pracy systemu komputerowego będącego zasadniczym elementem stanowiska. Autorzy w opisywanej koncepcji zaproponowali rozwiązania (zarówno sprzętowe jak i programowe), z wykorzystaniem oprogramowanie i sprzętu ogólnie dostępnego na rynku.

CONCEPT OF A COMPUTER SYSTEM FOR A RESEARCH ENGINEERING SIMULATOR

The paper has been intended to describe a concept of a computer system for a research engineering simulator. That concept has been developed at Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych (Air Force Institute of Technology, Warsaw, Poland) for a working station to optimise the man-machine interface in cockpits of military aircraft. What has been discussed is a functional structure of the computer system, as well as software and hardware structures thereof. Described are also essential phases of operation of the computer system, i.e. the fundamental component of the station. Authors have suggested same solutions (both hardware- and software-dedicated ones) with commercially available hardware and software applied.

Janusz Gajda

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej,

ZASTOSOWANIE FILTRÓW RUCHÓW POWROTNYCH W ALGORYTMACH STEROWANIA SYSTEMEM RUCHU SYMULATORÓW LOTNICZYCH

W celu zapewnienia odpowiednich wrażeń ruchowych pilotowi szkolonemu w symulatorze lotu stosowane są systemy ruchu symulatora. Jednym z najważniejszych elementów takich systemów jest oprogramowanie, które w odpowiedni sposób przekształca przyspieszenia występujące podczas symulowanego lotu na przyspieszenia ruchomej platformy symulatora lotu. Istotnym elementem tego oprogramowania są filtry ruchów powrotnych (tzw. washout), które pozwalają ograniczyć symulowany ruch samolotu do zakresu ruchu platformy symulatora przy jednoczesnym zachowaniu bardzo podobnych bodźców ruchowych działających na szkolonego pilota. W referacie przedstawiono filozofię stosowania tych filtrów, różne ich postacie i metody tworzenia oraz przykładowe wyniki.

WASHOUT FILTER APPLICATION TO CONTROL ALGORITHMS OF FLIGHT SIMULATOR MOTION SYSTEM

Simulator motion systems are used in order to provide suitable motion sensations to a pilot trained in simulator. One of the most important components of the system is software. In suitable manner, the software transfers accelerations acting during simulated flight into required accelerations of moving platform of the flight simulator. Washout filters are a significant element of the software. They allow to limit simulated aircraft flight to a range of simulator platform motion and to simultaneously keep stimuli acting on the pilot in the simulator on a very similar level to stimuli acting during simulated flight. In the paper, Philosophy of use of these filters, various form of the filters and methods of their development, and example results are presented.

Janusz Gajda

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej,

TECHNOLOGIE BUDOWY SYMULATOROWYCH BAZ DANYCH TERENU

Cyfrowe bazy danych terenu są jednym z istotnych elementów wykorzystywanych we współczesnych systemach wizualizacji w symulatorach lotu do generacji zobrazowania wirtualnej przestrzeni prezentowanej pilotowi. W referacie przedstawiono rodzaje i strukturę takich baz danych, jak również omówiono technologie ich budowy. Analizę baz danych poparto przykładami m. in. z symulatorów użytkowanych w kraju. Ze względu na ograniczenia edytorskie (kolor i objętość) lepszej jakości przykłady zostaną zaprezentowane podczas konferencji.

DESIGN TECHNOLOGIES OF TERRAIN DATABASES FOR SIMULATORS

Terrain databases are one of significant elements used in present-day visualization systems of flight simulators to generate virtual reality imaging shown to pilot. In the paper, types and structure of such databases were presented. Design technologies of the databases were discussed as well. Analysis of the databases was supported by many examples, among others from simulators used in our country. Because of editor limitations (colors and size) better examples will be presented during the conference.

Piotr Golański, Jerzy Manerowski, Cezary Szczepański

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych ul. Księcia Bolesława 6,0,1-494 Warszawa

MODELOWANIE STATKU POWIETRZNEGO I JEGO ŚRODOWISKA DLA POTRZEB SYMULATORA BADAWCZO KONSTRUKCYJNEGO

Przedstawiono model matematyczny lotu sterowanego samolotu w nawigacyjnych układach współrzędnych. Model przeznaczony jest do symulatora badawczo konstrukcyjnego. Do odwzorowania sił i momentów sił aerodynamicznych działających na samolot w locie zastosowano sztuczne sieci neuronowe. Wykorzystano wyniki zarejestrowane podczas lotów.

MODELLING OF AIRPLANE AND ITS ENVIRONMENT FOR THE RESEARCH ENGINEERING SIMULATOR

Mathematical model of aeroplane controlled flight described in navigational coordinate. That model is dedicated for the research engineering flight simulator. For the describing the aerodynamic forces and moments of forces acting on the aeroplane during flight, the artificial neural networks (ANN) have been adopted. The real aeroplane flight data have been used for the above purpose.

Piotr Grzybowski, Paweł Rzucidło

Politechnika Rzeszowska, ul. W.Pola 2, 35-959 Rzeszów

PROJEKT SYSTEMU WIZUALIZACJI DO URZĄDZENIA BADA WCZO- TRENINGOWEGO NA BAZIE KABINY M-15

W pracy przedstawiono koncepcję systemu wizualizacji opracowaną dla potrzeb urządzenia badawczo-treningowego bazującego na kabinie samolotu M-15. Kabina ta jest obecnie przedmiotem prac, które mają na celu przystosowanie jej do potrzeb prostego symulatora lotu. W opracowaniu dokonano analizy istniejących rozwiązań systemów zobrazowania środowiska zewnętrznego za pomocą układu kolimatorów, ekranów LCD, systemu "Infinity Cube", klasycznych projektorów multimedialnych oraz projektorów 3D. Po uwzględnieniu charakterystyk poszczególnych systemów, kosztów zakupu oraz technicznych możliwości ich implementacji, proponowane rozwiązanie ograniczono do klasycznego rzutnika multimedialnego. Za pomocą oprogramowania do modelowania trójwymiarowego dokonano symulacji widoczności z kabiny. Badania przeprowadzono dla różnorodnych konfiguracji położenia rzutnika i przy zastosowaniu ekranu o powierzchni płaskiej, łamanej oraz cylindrycznej.

PROJECT OF VISUALIZATION SYSTEM FOR EXPERIMENTAL SIMULATOR BASED ON M-15 CABIN

Conception of visualization system developed for research and training experimental device based on cabin of M-15 plane has been presented in this paper. This cabin is a subject matter of several students final projects, which have in purpose making of flight simulator, and this solution is part of it. Principles of visualization solutions based on system of collimators, LCD screens, "Infinity Cube" and classical multimedia projectors are presented in work. Detailed analysis of particular systems properties and costs calculations restrained area of studies to the visualization system using projectors. Views from cockpit as well external views have been simulated in 3D modeling environment for various configurations of projectors and fiat, broken and cylindrical screens.

Dariusz Karczmarsz, Roman Marchwicki, Cezary Szczepański

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa

STRUKTURA SPRZĘTOWA SYMULATORA BADAWCZO-KONSTRUKCYJNEGO

W referacie omówiono strukturę sprzętową symulatora badawczo-konstrukcyjnego. Przedstawiono fragmenty analizy konstrukcji elementów wyposażenia stanowisk wchodzących w jego skład.

RESEARCH ENGINEERING SIMULATOR HARDWARE

The hardware structure of the research engineering simulator has been presented in the paper. Some basics of its stand elements design have been discussed.

Marek Orkisz, Piotr Wygonik

Politechnika Rzeszowska

MODELOWANIE CHARAKTERYSTYK DWUPRZEPLYWOWYCH TRUBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

W artykule przedstawiono sposoby wyznaczania charakterystyk, silników dwuprzepływowych. W oparciu o zadane wartości podstawowych parametrów obiegu porównawczego silnika (spręż całkowity sprężarki, temperatura spalin przed turbiną, stopień dwuprzepływowości) przedstawiono metody modelowania charakterystyk: obrotowej, prędkościowej i wysokościowej. Przedstawiono uproszczone formuły służące do wyznaczania masy, oraz geometrii silnika.

ESTIMATION OF AIRCRAFT BYPASS ENGINES PERFORMANCE

In the present paper the problem of engine basic performance was described. Authors presented the simple methods for estimating mass, geometry and thrust of low and high bypass aircraft engines. Presented performances are functions of thermodynamics engine cycle parameters like total compressor pressure ratio, total turbine inlet temperature, bypass ratio.