

## STRESZCZENIA

Stanisław ANTAS<sup>1</sup>**DYFUZOR ZAKRZYWIONY  
(O KONTROLOWANYM ZARYSIE)**

Zastosowanie sprężarek promieniowych i osiowo-promieniowych w silnikach śmigłowych, śmigłowcowych i dwuprzepływowych może wymagać konstrukcji małych średnic dyfuzora w celu uzyskania niższej masy i mniejszej powierzchni czołowej. Konwencjonalne dyfuzory wylotowe cechują duże średnice w przekroju wyjściowym dla wartości liczb Macha mniejszych od 0,2 oraz niskich zawirowań strumienia w komorze spalania, stąd konstrukcja kanału przepływowego dyfuzorów wylotowych o małych średnicach, zwanych dyfuzorami o kontrolowanym zarysie lub dyfuzorami zakrzywionymi, jest złożona. Zarys przekroju poprzecznego kanału przepływowego takiego dyfuzora zmienia się od okrągłego przez owalny na eliptyczny, a następnie prostokątny z dwoma promieniami bocznych zaokrągleń. W pracy przedstawiono oryginalną metodę wyznaczania parametrów strumienia w kanale oraz w przekroju wyjściowym dyfuzora zakrzywionego, stanowiącego układ wylotowy sprężarki promieniowej lub osiowo-promieniowej z dyfuzorem rurkowym. Zaprezentowano także nową metodę określenia parametrów geometrycznych tego dyfuzora. Wymienione metody mogą być stosowane w trakcie realizacji projektu koncepcyjnego sprężarki z wykorzystaniem twierdzenia Pitagorasa, właściwości elipsy, równania ciągłości, równania zachowania energii, pierwszej zasady termodynamiki, równania momentu ilości ruchu Eulera, funkcji gazodynamicznych oraz definicji stosowanych w teorii maszyn wirnikowych. Przedstawiono także zasady doboru obliczeniowej wartości sprężu sprężarki z dyfuzorem rurkowym.

**Słowa kluczowe:** sprężarka, układ wylotowy, dyfuzor zakrzywiony

**CONTROLLED-CONTOUR DIFFUSER  
WITH CONTROLLED PROFILE****Abstract**

The application of radial and axial-centrifugal compressors in turboprop, turboshaft and turbofan engines may require the construction of small diameters diffuser in order to obtain lower weight and smaller frontal area. Conventional exhaust diffusers typically have large outlet diameters for exit Mach numbers lower than 0.2 and low swirl flow to the combustor, hence the design of channel of the low-diameter diffusers called controlled-contour, fishtail-shaped diffuser or diffusing trumpet is complex. The cross-sectional shape of these channels is varied from circular to oval to elliptic and to rectangular. The paper presents an original method for determining the flow parameters in the channel and at the outlet section of the downstream diffusing trumpet for a pipe diffuser, which constitutes the downstream duct of the radial or axial-centrifugal compressor with the pipe diffuser. It also illustrates a new method for determining the geometrical parameters of the diffuser. Mentioned methods (for conceptual design of a compressor with pipe diffuser) are based on Pythagorean theorem, properties of ellipse, equation of continuity, energy equation, first law of thermodynamics, Euler's moment of momentum equation, gasodynamic functions and definitions used in theory of turbo-machines. The final part of the article includes principles of selection of the computational value pressure ratio for the compressor with the pipe diffuser.

**Keywords:** compressor, downstream duct, controlled-contour diffuser

DOI:10.7862/rm.2013.32

*Otrzymano/received: 15.04.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 12.08.2013 r.*

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

Anna BAZAN<sup>2</sup>  
Tomasz TRZEPIECIŃSKI<sup>2</sup>

## EFFECT OF FRICTION CONDITIONS ON CHANGE OF SHEET SURFACE ROUGHNESS DURING DEEP DRAWING

The article deals with problems related to analysis of friction existed in sheet metal forming. In order to determine the influence of surface parameter value of the sheets, surface parameters of the rollers and pressure force on friction coefficient value the strip-drawing friction tests have been performed. Furthermore, the analysis of the effect of friction conditions on the change of sheet roughness parameters has been done. The topographical analysis of tested samples was carried out by using the measurement system Alicona InfiniteFocus. As the testing materials low-carbon deep drawing quality steel sheet has been used. In case of rolls with surface roughness parameter value of  $Ra = 0.63$  and  $1.25 \mu\text{m}$  the smoothing of peaks roughness during the friction process was observed. For the roll with surface roughness value of  $Ra = 2.5 \mu\text{m}$  the highest deviation of the surface after friction tests in respect of the reference surface exists below the reference surface. In all analyzed frictional conditions the decreasing of the value of the surface roughness parameters  $Ssk$  and  $Sku$  characterizing the topography of the sheets was noticed. During tests realized in dry friction conditions the value of surface roughness parameter  $Ssk$  was smaller than for lubrication conditions. In case of  $Sku$  parameter the reverse dependence was observed.

**Keywords:** coefficient of friction, friction, sheet metal forming

## WPLYW WARUNKÓW TARCIA NA ZMIANĘ CHROPOWATOŚCI POWIERZCHNI BLACH PODCZAS TŁOCZENIA

### Streszczenie

W pracy przedstawiono zagadnienia związane z analizą tarcia występującego podczas kształtowania blach. Aby określić wpływ wartości parametrów chropowatości blach oraz wałków, a także wartości nacisków na wartość współczynnika tarcia, przeprowadzono testy przeciągania paska blachy. Ponadto przeprowadzono analizę wpływu warunków tarcia na zmianę parametrów chropowatości blach. Analizę topograficzną badanych próbek wykonano za pomocą systemu pomiarowego Alicona InfiniteFocus. Testowanym materiałem były niskowęglowe głębokotłoczne blachy stalowe. W przypadku rolek o parametrze chropowatości  $Ra = 0,63 \mu\text{m}$  i  $1,25 \mu\text{m}$  zaobserwowano wygładzanie wierzchołków nierówności blachy podczas procesu tarcia. Dla rolki o chropowatości  $Ra = 2,5 \mu\text{m}$  największe odchylenie powierzchni poddanej tarcia względem powierzchni referencyjnej wystąpiło poniżej tej powierzchni. W analizowanych warunkach tarcia obserwowano zmniejszenie wartości parametrów chropowatości powierzchni  $Ssk$  i  $Sku$ , które są podstawowymi parametrami charakteryzującymi topografię powierzchni blach używanych do tłoczenia. Podczas badań prowadzonych w warunkach tarcia suchego wartość parametru chropowatości  $Ssk$  była mniejsza niż podczas tarcia w warunkach smarowania, dla parametru  $Sku$  zależność jest odwrotna.

**Słowa kluczowe:** współczynnik tarcia, tarcie, kształtowanie blach

DOI:10.7862/rm.2013.33

Otrzymano/received: 15.04.2013 r.

Zaakceptowano/accepted: 12.08.2013 r.

---

<sup>1</sup> Anna Bazan, Rzeszow University of Technology, 2 W. Pola St., e-mail: [abazan@prz.edu.pl](mailto:abazan@prz.edu.pl)

<sup>2</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Tomasz Trzepieciński, Rzeszow University of Technology, 8 Powstańców Warszawy Avenue, 35-959 Rzeszow, tel. (17) 8651714, e-mail: [totrz@prz.edu.pl](mailto:totrz@prz.edu.pl)

Tomasz BINKOWSKI<sup>3</sup>  
Kazimierz BUCZEK<sup>2</sup>  
Wiesława MALSKA<sup>3</sup>  
Dariusz SOBCZYŃSKI<sup>4</sup>

## ANALIZA PRZEKSZTAŁTNIKÓW ZASILANYCH Z POKŁADOWYCH SIECI PODWYŻSZONEJ CZĘSTOTLIWOŚCI

W sprzęcie, szczególnie wojskowym i lotniczym, występują odbiorniki napięcia przemiennego 400 Hz i napięcia stałego. Dotychczas stosowane dwa generatory i dwie sieci zasilające (AC i DC) są rozwiązaniem nieekonomicznym i trudnym technicznie. Obecny stan techniki, a zwłaszcza elektroniki i energoelektroniki pozwala na zmniejszenie liczby systemów elektroenergetycznych do jednego systemu – do sieci AC, pozostawiając awaryjne źródła zrealizowane z wykorzystaniem baterii akumulatorów. Nowoczesne układy energoelektroniczne z powodzeniem pozwalają na budowę przekształtników dopasowujących jedną sieć prądu przemiennego do wszystkich odbiorników niezależnie od wartości i rodzaju napięcia (AC i DC). Wymaga to jednak badań dotyczących uzyskiwania w systemie odpowiednich wartości współczynnika mocy (PF) i kształtu sygnałów (THD). Niniejsza praca dotyczy badań zmierzających do wykorzystania tylko jednego generatora AC i jednej sieci prądu przemiennego 400 Hz do zasilania wszystkich urządzeń elektrycznych i elektronicznych. Zasilanie odbiorników pokładowych wymaga jednak zastosowania przekształtników dostosowujących.

**Słowa kluczowe:** generator AC, odbiornik pokładowy, przekształtnik energii

## ANALYSIS OF THE POWER CONVERTERS SUPPLIED FROM ON-BOARD NETWORKS OF HIGH FREQUENCY

### Abstract

In hardware, particularly the military and the aircraft, there are receivers of alternating voltage 400 Hz, and DC voltage. The up to now used two generators and two power supply networks (AC and DC) are non-economic (low efficiency) and technically difficult. The present state of the art, especially electronics and power electronics allows reducing the number of power electronic systems to one AC power supply and remaining emergency energy sources based on accumulator batteries. Modern electric systems successfully allow building power converters which adjust the AC power supply network for all AC and DC voltage receivers. However, it demands the investigations about obtaining in the system appropriate values of power factor (PF) and total harmonic distortion (THD). This work concerns on the research aimed at the use only one AC generator and one AC power supply of 400 Hz to supply all of the electrical and electronic equipments. In that case power supply on-board receivers require adjustable converters.

**Keywords:** AC generator, on-board receiver, power converter

DOI:10.7862/rm.2013.34

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Tomasz Binkowski, Politechnika Rzeszowska, ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów, tel. (17) 8651974, e-mail: [tbinkow@prz.edu.pl](mailto:tbinkow@prz.edu.pl)

<sup>2</sup> Kazimierz Buczek, [kbuczek@prz.edu.pl](mailto:kbuczek@prz.edu.pl)

<sup>3</sup> Wiesława Malska, [wmalska@prz.edu.pl](mailto:wmalska@prz.edu.pl)

<sup>4</sup> Dariusz Sobczyński, [dsobczyn@prz.edu.pl](mailto:dsobczyn@prz.edu.pl)

Bartosz BRZOZOWSKI<sup>4</sup>  
Przemysław KORDOWSKI<sup>5</sup>  
Zdzisław ROCHAŁA<sup>6</sup>  
Konrad WOJTOWICZ<sup>7</sup>

## METODY SKANOWANIA PRZESTRZENI W SYSTEMIE ANTYKOLIZYJNYM BSP

Wiedza o rozmieszczeniu obiektów na trasie przelotu bezzałogowego statku powietrznego (BSP) jest zagadnieniem bardzo istotnym z punktu widzenia nawigacji i sterowania statku powietrznego. Pozwala przede wszystkim na wyznaczenie trajektorii lotu omijającej obszary niebezpieczne dla statku powietrznego. W Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego są prowadzone badania mające na celu opracowanie systemu antykolizyjnego dla bezpilotowych statków powietrznych (BSP) pionowego startu i lądowania. Wykorzystując czujnik URG-04LX firmy Hokuyo, zaproponowano dwie, różniące się sposobem skanowania, struktury trójwymiarowego laserowego skanera przestrzeni. Zasada działania skanera wynika przede wszystkim z przyjętej trajektorii ruchu czujnika i pozwala na uzyskanie odmiennych chmur punktów obrazujących obiekty wokół BSP. W przypadku gdy ruch czujnika jest ortogonalny do płaszczyzny skanowania, skanowanie jest realizowane metodą liniową. Natomiast metoda skanowania polegająca na obrocie płaszczyzny skanowania wokół osi skierowanej zgodnie z wektorem ruchu statku powietrznego została nazwana metodą obrotową. Wymienione metody posiadają określone, unikatowe cechy, które zostały opisane na podstawie porównania uzyskanych wyników doświadczalnych.

**Słowa kluczowe:** bzzałogowy statek powietrzny, metody skanowania, system antykolizyjny

## SURROUNDINGS SCANNING METHODS IN UAV'S ANTI-COLLISION SYSTEM

### Abstract

The knowledge of the objects arrangement on the air way of unmanned aerial vehicles is a very significant problem in terms of navigation and control of aircraft. Primarily, it allows to determine the flight trajectory passing by the airspace dangerous for aircraft. In the Department of Avionics and Air Armament researches to develop an anti-collision system for vertical take-off and landing (VTOL) unmanned aerial vehicles (UAV) are conducted. Basing on Hokuyo URG-04LX two structures of three dimensional laser airspace scanners that differ in scanning method sensor, were proposed. Scanner's principle of operation results mostly from chosen movement trajectory of the sensor and allows to obtain different point clouds visualizing objects around UAV. When the sensor movement is orthogonal to the scanning plane, such scanning is performed using linear method. On the other hand, the method in which scanning is performed by rotating scanning plane around axis parallel to heading vector of the UAV was called rotational. Mentioned methods have determined, unique features, which were described basing on comparison of obtained experimental results.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, scanning methods, anti-collision system

DOI:10.7862/rm.2013.35

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

---

<sup>4</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Bartosz Brzozowski, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, tel. (22) 6839851, e-mail: bbrzozowski@wat.edu.pl

<sup>5</sup> Przemysław Kordowski, przemekkordowski@gmail.com

<sup>6</sup> Zdzisław Rochała, zrochala@wat.edu.pl

<sup>7</sup> Konrad Wojtowicz, kwojtowicz@wat.edu.pl

**Bartosz BRZOZOWSKI<sup>8</sup>**  
**Przemysław KORDOWSKI<sup>2</sup>**  
**Zdzisław ROCHAŁA<sup>3</sup>**  
**Konrad WOJTOWICZ<sup>4</sup>**

## **SYSTEM ANTYKOLIZYJNY Z WIZUALIZACJĄ OTOCZENIA DLA BSP**

Wykonywanie bezpiecznych lotów wewnątrz pomieszczeń przez bezpilotowy statek powietrzny (BSP) wymaga zastosowania odpowiednich czujników umożliwiających wykrywanie przeszkód. W Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego jest projektowany system antykolizyjny wykorzystujący laserowy skaner przestrzeni jako źródło informacji o otoczeniu BSP. Wprowadzenie w ruch obrotowy czujnika URG-04LX firmy Hokuyo wykonującego pomiary w jednej płaszczyźnie pozwala na uzyskanie trójwymiarowej chmury punktów obrazujących obiekty wokół BSP. Otrzymane w ten sposób dane, dzięki zastosowaniu odpowiednich algorytmów, pozwalają na określenie obszarów niebezpiecznych dla lotu, wyznaczenie trajektorii oraz wizualizację otoczenia statku powietrznego. Ruch obrotowy skanera jest tak wykonywany, że środkowa laserowa wiązka pomiarowa, niezależnie od kąta obrotu czujnika, jest zawsze skierowana zgodnie z wektorem ruchu statku powietrznego. Takie rozwiązanie zapewnia ciągły pomiar odległości oraz zagęszczenie chmury punktów przed BSP.

**Słowa kluczowe:** bezałogowy statek powietrzny, system antykolizyjny, wizualizacja otoczenia

## **ANTI-COLLISION SYSTEM WITH SURROUNDING VISUALISATION FOR UAV**

### **Abstract**

To perform safe indoor flights by an unmanned aerial vehicle (UAV) it is necessary to use suitable sensors in order to detect obstacles. In the Department of Avionics and Air Armament an anti-collision system is being developed, which uses laser range scanner as an information source about surrounding of the UAV. Rotating the Hokuyo URG-04LX sensor which conducts measurements in one plane allows to obtain three dimensional point cloud of objects around the UAV. With data obtained in that way, after applying suitable algorithms, areas dangerous for flight can be determined, trajectory computed and surrounding visualised. Scanner's rotational movement is performed in such a way that the middle laser measurement beam, regardless sensors rotation angle, always point in a direction parallel to heading vector of the UAV. This method guarantees continuous distance measurement and concentration of points cloud in front of the UAV.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, anti-collision system, surrounding visualization

DOI:10.7862/rm.2013.36

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Bartosz Brzozowski, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, tel. (22) 6839851, e-mail: bbrzozowski@wat.edu.pl

<sup>2</sup> Przemysław Kordowski, przemekkordowski@gmail.com

<sup>3</sup> Zdzisław Rochała, zrochala@wat.edu.pl

<sup>4</sup> Konrad Wojtowicz, kwojtowicz@wat.edu.pl

## REGULATOR ROZMYTY DO STABILIZACJI LOTU PLATFORMY UAV

Syntezy praw sterowania dla danego obiektu można dokonać, opierając się na znanym modelu matematycznym sterowanego obiektu lub też wiedzy eksperckiej, jak danym obiektem sterować. W pierwszym przypadku najczęściej ma się do czynienia z klasycznymi regulatorami PID, natomiast w drugim możliwe jest zastosowanie regulatorów rozmytych. Jednym z elementów regulatora rozmytego jest baza reguł, budowana najczęściej na podstawie wiedzy eksperta danej dziedziny. Z racji przeznaczenia projektowanego regulatora do stabilizacji lotu niewielkiej platformy UAV, do zbudowania bazy reguł wykorzystano wiedzę modelarza RC, który słownie opisał sterowanie niewielkiego modelu samolotu. Zaprojektowany regulator został zaimplementowany w mikroprocesorowym układzie autopilota. Ze względu na łatwość implementacji wybrano regulator Takagi-Sugeno. Dzięki fizycznej implementacji sprawdzono jego działanie zarówno podczas symulacji, jak również podczas prób w locie, do których wykorzystano model motoszybowca „Cularis”. Przeprowadzone próby w locie wykazały poprawność działania zaimplementowanego regulatora oraz realizacji stawianych przed nim zadań. W pracy opisano regulator rozmyty przeznaczony do stabilizacji lotu platformy UAV. Przedstawiono reguły dla sterowania kanałem przechyłania oraz płaszczyzny sterowania przed i po dostrojeniu regulatora. Proces strojenia regulatora przeprowadzono, zmieniając parametry funkcji przynależności bez modyfikacji bazy reguł. Publikacja wskazuje również możliwy kierunek wprowadzania zmian w zaimplementowanym regulatorze.

**Słowa kluczowe:** bezzałogowy statek powietrzny, regulator rozmyty, stabilizacja lotu

## FUZZY LOGIC CONTROLLER FOR UAV FLIGHT STABILIZATION

### Abstract

The synthesis of control algorithms for a given object can be accomplished in two ways. The first one is based on the mathematical model of the controlled object. The other method uses the expert's knowledge of how to control the object. The former approach usually means applying classic PID controllers, whilst the latter enables using fuzzy logic controllers. One of the crucial elements of fuzzy logic controller is the knowledge base with rules formulated usually by an expert. Due to the fact that the controller described here is intended to stabilize the flight of a relatively small UAV platform, the knowledge of a RC model expert (who described the process of a model plane controlling) has been used for establishing the knowledge base rules. The controller has been implemented in the microprocessor system of the autopilot. Takagi-Sugeno controller has been chosen in order to provide an easy implementation. The physical implementation enabled checking controller's work both during a flight simulation and a real flight test. The latter has been carried out using „Cularis” glider. The real flight tests proved the implemented controller was able to work properly and meet all the expectations. The article describes a fuzzy logic controller intended to stabilize the flight of UAV platform. It also contains a description of rules for controlling roll direction and control surface, both before and after controller's tuning. The controller's tuning process has been accomplished by the change of membership function parameters, without the modification of the knowledge base. In addition, the article points out the direction of possible future changes in the implemented controller.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, fuzzy logic controller, flight stabilization

DOI:10.7862/rm.2013.37

*Otrzymano/received: 25.10.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Marcin Dereń, Eurotech Sp z o.o., ul. Wojska Polskiego 3, 39-300 Mielec, tel. (17) 7887760, e-mail: m.deren@eurotech.com.pl

## AVIONICS SYSTEMS SOFTWARE DEVELOPMENT ACCORDING TO THE METHODOLOGIES CONFORMING DO-178B

Avionics systems software of modern aircraft must fulfil rigorous requirements of reliability because of executing critical tasks which have a direct impact on flight safety (safety critical software). Development of such software is a tremendous project which main goal is to produce software according to the methodology conforming DO-178B guidelines. The paper answers the question how generally known and widely used standards for software development influence the reliability of software being developed. Special emphasis was placed on the coding phase (development of the source code). The paper presents examples of software bugs that result from lack of adherence (or violation) to rules and guidelines of standards. It discusses their impact on the software and generally on the system, and their consequences. Basing on own experience, the author convinces that obeying the standards not only unifies both documentation and the source code making them more readable and maintainable but also, what is of key importance from reliability point of view, prevents producing software bugs.

**Keywords:** DO-178 standard, avionics systems software, flight safety

## PROJEKTOWANIE OPROGRAMOWANIA SYSTEMÓW AWIONIKI ZGODNEGO Z WYTYCZNYMI STANDARDU DO-178B

### Streszczenie

Oprogramowanie systemów awioniki współczesnych statków powietrznych ze względu na krytyczność wykonywanych zadań mających bezpośredni wpływ na bezpieczeństwo lotu musi spełniać zaostrzone kryteria niezawodności. Projektowanie takowych systemów bywa ogromnym przedsięwzięciem, którego celem jest wytworzenie oprogramowania zgodnie z metodologią spełniającą wytyczne standardu DO-178B. Niniejsza praca odpowiada na pytanie, w jaki sposób powszechnie znane i stosowane standardy wpływają na niezawodność projektowanego oprogramowania. Szczególny nacisk położono na etap kodowania (tworzenia kodu źródłowego). Na przykładach przedstawiono błędy w oprogramowaniu, które wynikają bezpośrednio z niestosowania się do reguł standardów, omówiono ich genezę, a także wpływ na działanie oprogramowania i całego systemu, oraz ich konsekwencje. Autor na podstawie własnych doświadczeń przekonuje, że stosowanie standardów nie tylko ujednolica i wprowadza przejrzystość zarówno w dokumentacji projektowej, jak i w kodzie źródłowym, ale również, co z punktu widzenia niezawodności systemów awioniki jest kluczowe, zapobiega popełnianiu błędów w oprogramowaniu.

**Słowa kluczowe:** oprogramowanie systemów awioniki, bezpieczeństwo lotu, standard DO-178B

DOI:10.7862/rm.2013.38

*Otrzymano/received: 25.10.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Krzysztof Głowacki, MTU Aero Engines Polska, Tajęcina 108, 36-002 Jasionka, tel. (17) 7710482, e-mail: Krzysztof.GLOWACKI@mtupolska.com

## COMPARATIVE STUDY OF WALL THICKNESS CHANGE AT DEEP DRAWING OF BOX-SHAPED PRODUCT USING FLAT RESTRICTION BARS

In the paper the deep-drawing method using flat restriction bars to restrict plastic flow of sheet material at straight parts of drawing die by increasing of resistance to friction between a blankholder, a die and a blank is presented. Mentioned bars provide enough radial stresses in the drawpiece's flange to prevent the excessive material flow into the drawing die. Parameters of the deep drawing process such as the blankholder force and the restriction bars' normal force, given by filling pressure of gas springs were tested and adjusted to deep drawing of a bathtub model. The wall thickness change was measured by the dial gauge and by photogrammetric method using 3D optical system ARGUS. The experiments were done using the cold rolled steel sheet for enameling KOSMALT 240 with thickness of 0.6 mm. The results of measurements of bathtub wall thickness reduction by using both considered methods showed the same tendency, but there is a difference in values of thickness reduction. The measurements based on the non-contact 3D optical system ARGUS gave the lower values of wall thickness reduction at critical areas of the bathtub model equals of 10.6÷11.7%, compared to ones measured by the dial gauge.

**Key words:** deep-drawing, box-shaped drawpiece, flat restriction bar, friction, ARGUS system

## BADANIA PORÓWNAWCZE ZMIAN GRUBOŚCI ŚCIANKI WYTŁOCZEK SKRZYNKOWYCH KSZTAŁTOWANYCH ZA POMOCĄ PŁASKICH TRZPIENI DODISKOWYCH

### Streszczenie

W pracy przedstawiono metodę głębokiego tłoczenia z wykorzystaniem płaskich trzpieni dociskowych ograniczających płynięcie materiału blachy na płaskich powierzchniach matrycy poprzez zwiększenie oporów tarcia pomiędzy dociskaczem, matrycą i odkształcaną blachą. Wspomniane trzpienie zapewniają wystąpienie dużych naprężeń promieniowych w kołnierzu wytłoczki, zapobiegając nadmiernemu płynięciu materiału do wnętrza matrycy. Parametry procesu głębokiego tłoczenia, takie jak siła docisku oraz normalna siła oporu trzpienia sterowana za pomocą ciśnienia w sprężynach gazowych, były badane i ustawiane podczas modelowania głębokiego tłoczenia wanny. Zmiana grubości ścianki była mierzona za pomocą przyrządu czujnikowego oraz metody fotogrametrycznej z wykorzystaniem systemu optycznego 3D ARGUS. Badania eksperymentalne przeprowadzono dla blachy stalowej zimnowalcowanej do emaliowania KOSMALT 240 o grubości 0,6 mm. Wyniki pomiarów redukcji grubości ścianki wanny za pomocą obydwu rozważanych metod wykazały podobną tendencję, zauważono jednak różnicę w wartości redukcji grubości ścianki. Pomiarzy przeprowadzone za pomocą systemu ARGUS opartego na bezkontaktowej metodzie optycznej pomiaru wykazały mniejsze wartości grubości blachy w obszarach niebezpiecznych (w zakresie 10,6÷11,7%) w porównaniu z metodami pomiaru za pomocą przyrządu czujnikowego.

**Słowa kluczowe:** głębokie tłoczenie, wytłoczka prostopadłościenna, płaski trzpień oporowy, tarcie, system ARGUS

DOI:10.7862/rm.2013.39

*Otrzymano/received: 25.05.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

---

<sup>11</sup> Juraj Hudák, e-mail: Juraj.Hudak@tuke.sk

<sup>12</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Miroslav Tomáš, Technical University in Košice, 74 Mäsiarska St., 040-01 Košice, Slovakia, tel. +421 55 6023502, e-mail: Miroslav.Tomas @tuke.sk



Krzysztof KAŻMIERCZAK<sup>13</sup>  
Zdzisław ROCHAŁA<sup>14</sup>  
Konrad WOJTOWICZ<sup>15</sup>

## METODA GENEROWANIA MODELU DYNAMIKI STATKU POWIETRZNEGO ZASTOSOWANA W SYMULATORZE KABINY SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO

Modelowanie dynamiki lotu statku powietrznego jest procesem, w wyniku którego można uzyskać odpowiedź na pytania: jak zachowuje się badany statek powietrzny oraz jak należy nim sterować, aby wykonał przewidziane zadanie. W ramach prac prowadzonych w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego Wojskowej Akademii Technicznej zbudowano dydaktyczny symulator kabiny współczesnego samolotu pasażerskiego z zaimplementowanym modelem ruchu statku powietrznego. Oprócz symulacji pracy przyrządów pokładowych stanowisko może służyć do analizy wpływu poszczególnych parametrów geometrycznych, masowych i innych charakterystyk statku powietrznego na jego zachowanie. Dzięki temu możliwe jest podczas zajęć dydaktycznych przebadanie wielu konfiguracji samolotu bez rozwiązywania trudnych zagadnień matematycznych. Studenci mogą więc więcej czasu poświęcić na rozpatrywanie różnych przypadków i analizę jakościową na podstawie przeprowadzonego wirtualnego lotu.

**Słowa kluczowe:** dynamika lotu, statek powietrzny, symulator kabiny statku pasażerskiego

## GENERATION METHOD OF AIRCRAFT DYNAMIC MODEL EMPLOYED IN THE AIRLINER COCKPIT SIMULATOR

### **Abstract**

Aircraft flight dynamic modeling is a process that is used to find answers to questions: what is the aircraft's behavior and how it must be guided to accomplish the objectives. During works conducted at Faculty of Avionics and Air Armament at Military University of Technology, the didactic modern airliner flight deck simulator, with implemented appropriate flight model, was developed. In addition to instrument panel simulation, this simulator can be used as a stand for analysis of geometric, mass and different parameters impact on aircraft behavior. Due to that, it is possible to investigate many aircraft configurations without the need of solving mathematical equations, during didactic trainings. Students can have some additional time to consider different problematic cases and qualitative analysis on the basis of virtual flights.

**Keywords:** flight dynamics, aircraft, airliner cockpit simulator

DOI:10.7862/rm.2013.40

*Otrzymano/received:* 15.09.2013 r.

*Zaakceptowano/accepted:* 22.11.2013 r.

---

<sup>1</sup> Krzysztof Kaźmierczak, e-mail: [krzysztof.kazmierczak@wat.edu.pl](mailto:krzysztof.kazmierczak@wat.edu.pl)

<sup>14</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Zdzisław Rochala, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, tel. (22) 6839851, e-mail: [zrochala@wat.edu.pl](mailto:zrochala@wat.edu.pl)

<sup>15</sup> Konrad Wojtowicz, [kwojtowicz@wat.edu.pl](mailto:kwojtowicz@wat.edu.pl)

## TECHNICAL FACTORS INFLUENCING SIMULATOR SICKNESS

Recently, simulators find application not only in the aeronautics, but also in other fields of technology, like robotics, marine etc. Computer-based trainings are offered almost with every modern technology product placed in the market. In the paper the application of simulators to train pilots of mobile platforms (like aircraft, cars, sea-vessels) is considered. The simulator sickness appears due to difficulties in simulating the motion and environment „properly” in the simulator. Similar symptoms, called a virtual reality sickness may be observed within the community of computer game players. The main reason for occurrence of the simulator sickness is that external stimuli (motion and/or vision) give misleading information to a human brain. The aim of this research was to find the relation between the architecture and the technical parameters of different types of simulators and occurrence of the simulator sickness. The focus of this study is the architecture of the simulator and its technical parameters that may influence unfavorable operator reactions during training, such as moving platform, screen size, simulated models, graphics quality, etc. The paper is based on a wide literature review, and it is an introduction to the future experimental research.

**Key words:** simulator, simulator sickness, moving platform, simulator architecture

### CZYNNIKI TECHNICZNE WPLYWAJĄCE NA CHOROBY SYMULATOROWĄ

#### Streszczenie

Symulatory mają zastosowanie nie tylko w lotnictwie, ale również w obrębie innych obszarów techniki, takich jak robotyka, techniki okrętowe itp. Szkolenia komputerowe są oferowane z prawie każdym produktem technologicznym znajdującym się na rynku. W pracy jest rozważane zastosowanie symulatorów do szkolenia pilotów platform mobilnych, takich jak samoloty, samochody, statki morskie itp. Choroba symulatorowa jest wynikiem trudności we właściwym symulowaniu ruchu i środowiska przez symulator. Podobne objawy nazywane chorobą wirtualnej rzeczywistości można zaobserwować w społeczności graczy komputerowych. Główną przyczyną występowania choroby symulatorowej jest to, że bodźce zewnętrzne (ruch i/lub obraz) wysyłają błędne informacje do ludzkiego mózgu. Celem badań było znalezienie związku pomiędzy architekturą i parametrami technicznymi różnych typów symulatorów a wystąpieniem choroby symulatorowej. Badania skupiono na architekturze i parametrach technicznych symulatora, które wpływają niekorzystnie na reakcje operatora podczas treningu, takie jak ruchome platformy, rozmiar ekranu, symulowane modele, jakość grafiki itd. Publikacja przedstawia rozbudowany przegląd literatury i jest wstępem do dalszych badań eksperymentalnych.

**Słowa kluczowe:** symulator, choroba symulatorowa, platformy mobilne, architektura symulatora

DOI:10.7862/rm.2013.41

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

---

<sup>16</sup> Antoni Kopyt, e-mail: antoni.kopyt@meil.pw.edu.pl

<sup>17</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Janusz Narkiewicz, Warsaw University of Technology, 24 Nowowiejska St., Warsaw, tel. (22) 2347445, e-mail: janusz.narkiewicz@meil.pw.edu.pl

## ANALIZA STATECZNOŚCI STATYCZNEJ SAMOLOTU ZESPOLONEGO DO TURYSTYKI KOSMICZNEJ

W pracy przedstawiono analizę stateczności samolotu zespolonego do turystyki kosmicznej. Koncepcja tego samolotu zakłada, że będzie się on składał z samolotu matki i raketoplanu. Profil misji układu będzie miał następujący przebieg: raketoplan zostaje wyniesiony przez samolot matkę, obiekty rozdzielają się, samolot matka wraca na lotnisko. W tym samym czasie raketoplan wykonuje lot suborbitalny, podczas którego przekracza granicę atmosfery ziemskiej i kosmosu. Każdy kto przekroczy wspomnianą granicę jest uznawany za astronautę. Praca zawiera wyniki obliczeń stateczności statycznej oraz równowagi dla wspomnianego samolotu zespolonego dla dwóch typów konfiguracji. W pierwszym przypadku założono, że raketoplan jest wykorzystywany jako usterzenie znajdujące się za płatem samolotu matki (klasyczna konfiguracja usterzenia). Natomiast w drugim przypadku rozważano układ kaczki, gdzie raketoplan znajdował się przed płatem samolotu matki. Praca prezentuje wyniki tylko dla etapu misji tuż przed procesem separacji obiektów. Obliczenia stateczności i równowagi zostały przeprowadzone za pomocą programu AVL.

**Słowa kluczowe:** samolot zespolony, turystyka kosmiczna, stateczność statyczna

## ANALYSIS OF STATIC STABILITY OF THE MODULAR AIRPLANE SYSTEM TO SPACE TOURISM

### Abstract

The paper presents the study on static stability of a Modular Airplane System (MAS) to space tourism. The concept assumes that the modular airplane will be consisted of the mother plane and the rocket plane. A mission profile will contain following phases: the rocket plane will be lifted by the mother plane then vehicles will be separated. Next the carrier will return to the airfield. At the same time the rocket plane will perform suborbital flight, crossing the boundary between Earth atmosphere and outer space. Everyone who will cross this boundary will become an astronaut. The paper includes the results of static stability and trim condition for two types of the MAS configuration just before separation process. The first one assumes that the rocket plane is used as the MAS tail and is placed behind the mother plane's wing (classic configuration). The second one is canard configuration and the rocket plane is placed in front of the mother airplane's wing. The calculations of static stability and trim conditions were conducted by AVL software.

**Keywords:** modular airplane, space tourism, static stability

---

<sup>18</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Agnieszka Kwiek, Politechnika Warszawska, ul. Nowowiejska 24, Warszawa, tel. (22) 2347445, e-mail: akwiek@meil.pw.edu.pl

## THE EFFECT OF PUNCH-DIE CLEARANCE ON BLANKED EDGE QUALITY IN FINE BLANKING OF STEEL SHEETS

In precision shearing there are different working principles oriented on good quality of blanked edge surface quality. In the case of fine blanking, indentation of the ring tooth at the blankholder into stock portion of material causes larger dishing than conventional shearing and the dishing can be changed from convex to concave according to the amount of indentation. Moreover, the amount of dishing changes during shearing owing to the working force and results in various topography of the blanked edge. This paper analyzes the effect of the punch-die gap on blanked edge quality in fine blanking. The objective is determination of basic mechanical properties of galvanized multiphase steel sheets with a thickness of 0.75, 0.80 and 0.85 mm under the uniaxial tensile test, examination of the effect of the punch-die clearance on plastic zone height of stamped part edge and, finally, determination of the effect of material properties of blanked sheet metal on blanked edge quality.

**Keywords:** sheet metal, fine blanking, clearance, blanked edge quality

## WPLYW LUZU NA JAKOŚĆ KRAWĘDZI PRZECIĘCIA W PROCESIE WYKRAWANIA DOKŁADNEGO BLACH STALOWYCH

### Streszczenie

Podczas wykrawania dokładnego wiele różnych parametrów wpływa na jakość powierzchni przecięcia. W przypadku wykrawania dokładnego wgniatanie występu pierścieniowego dociskacza w pakiet blach powoduje większe jej wyginanie w porównaniu z wykrawaniem konwencjonalnym. Profil wygięcia może zmieniać się z wypukłego na wklęsły w zależności od wielkości zagłębienia. Ponadto wielkość wygięcia profilu blachy zmienia się podczas procesu cięcia i zależy od siły wykrawania. Powoduje to wystąpienie różnej topografii na powierzchni przecięcia. W pracy przedstawiono analizę wpływu luzu na jakość krawędzi przecięcia w procesie wykrawania dokładnego. Celem badań jest określenie podstawowych parametrów mechanicznych galwanizowanych wielofazowych blach stalowych o grubości 0,75; 0,80 oraz 0,85 mm w próbie jednoosiowego rozciągania, badanie wpływu luzu na wysokość strefy uplastycznionej ciętego materiału oraz określenie wpływu właściwości materiałowych blachy na jakość krawędzi przecięcia.

**Słowa kluczowe:** blacha, wykrawanie dokładne, luz, jakość krawędzi przecięcia

DOI:10.7862/rm.2013.43

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

---

<sup>19</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Janka Majerníková, Technical University in Košice, 74 Mäsiarska St., 040-01 Košice, Slovakia, tel. +421 55 6023502, e-mail: janka.majernikova@tuke.sk

<sup>20</sup> Emil Spišák, e-mail: emil.spisak@tuke.sk

Marek MŁYNARCZYK<sup>21</sup>  
Zbigniew MROTEK<sup>2</sup>  
Józef MAŁUJ<sup>3</sup>

## POKŁADOWY SYSTEM MONITOROWANIA STANU LOTNICZEGO PŁYNU HYDRAULICZNEGO

Rosnące wymagania użytkowników statków powietrznych dotyczące zwiększenia niezawodności oraz obniżenia kosztów eksploatacji poprzez eliminowanie nieplanowanych konserwacji i obsług sprawiają, że konstruktorzy coraz powszechniej wdrażają zintegrowane systemy monitorujące stan możliwie dużej liczby elementów samolotu. W opracowaniu przedstawiono główne cele i założenia pokładowego, inteligentnego systemu monitorowania stanu płynu hydraulicznego na przykładzie projektu zrealizowanego w ramach Europejskiego VI Programu Ramowego. Syntetycznie omówiono rolę systemu hydraulicznego samolotu, właściwości płynów hydraulicznych i metody kontroli stanu ich zużycia. Zaprezentowano ogólne wymagania na system, jego strukturę, parametry płynów hydraulicznych, opracowane i zastosowane czujniki pomiarowe. Na zakończenie przedstawiono wybrane wyniki badań przeprowadzonych w rzeczywistym systemie hydraulicznym.

**Słowa kluczowe:** pokładowy system monitorowania, statek powietrzny, system hydrauliczny samolotu

## ON-BOARD AVIATION HYDRAULIC FLUID HEALTH MONITORING SYSTEM

### Abstract

Growing demands of aircrafts operators to increase the reliability and reduce operating costs by eliminating unscheduled maintenance make designers implement more widely integrated systems monitoring the status of the largest possible number of onboard components. The paper presents the main goals and objectives of the project concerning optimized maintenance concept for aviation hydraulic fluids based on an onboard smart system capable of monitoring fluid condition, developed under the VI European Framework Program. The role of the hydraulic system on the aircraft, the phosphate based hydraulic fluids properties and current methods of controlling their health were briefly described. After presenting the general requirements for the system the main monitoring parameters of the fluids and the implemented sensors were described. At the end the basic results of the functional tests performed in the real hydraulic system were presented.

**Keywords:** on-board monitoring system, aircraft, aircraft hydraulic system

DOI:10.7862/rm.2013.44

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

Dariusz NOWAK<sup>22</sup>

---

<sup>21</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Marek Młynarczyk, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, tel. (22) 8460011, e-mail: [marek.mlynarczyk@ilot.edu.pl](mailto:marek.mlynarczyk@ilot.edu.pl)

<sup>2</sup> Zbigniew Mrotek, e-mail: [zbigniew.mrotek@ilot.edu.pl](mailto:zbigniew.mrotek@ilot.edu.pl)

<sup>3</sup> Józef Małuj, e-mail: [jozef.maluj@ilot.edu.pl](mailto:jozef.maluj@ilot.edu.pl)

# AUTONOMICZNY SYSTEM STEROWANIA BEZZAŁOGOWYMI STATKAMI LATAJĄCYMI

W ostatnich latach obserwuje się znaczny wzrost zastosowania bezzałogowych statków latających (BSL) w różnych dziedzinach życia. W szczególności są one używane do wykonywania wielu zadań militarnych, takich jak obserwacja pola walki lub rozpoznawanie celu. W zależności od zastosowania konstrukcja bezzałogowych statków latających jest mniej lub bardziej złożona. Większość faz lotu BSL jest w pełni zautomatyzowana. Obecnie naukowcy koncentrują się na najbardziej niebezpiecznych fazach lotu, jakimi są start i lądowanie. Po wybraniu przez operatora opcji „rozpocznij misję” system sterowania przeprowadza misję od momentu startu do końcowego podejścia do lądowania, wyrównania i przyziemienia. W niniejszej publikacji przedstawiono aktualny stan prac mających na celu stworzenie autonomicznego systemu sterowania bezzałogowymi statkami latającymi opartego na nowoczesnych systemach komputerowych oraz metodach i technikach sztucznej inteligencji. Zaprezentowano stanowisko laboratoryjne służące do prowadzenia badań symulacyjnych na etapie projektowania i testowania algorytmów sterowania BSL. Zaprezentowano wyniki testów procedur automatycznego startu, przelotu po zadanej trasie oraz automatycznego sterowania lądowaniem BSL.

**Słowa kluczowe:** lądowanie, model matematyczny samolotu, systemy bezzałogowe, systemy czasu rzeczywistego, systemy sterowania lotem

## AUTONOMOUS CONTROL SYSTEM FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

### Abstract

We can observe a significant increase of applications of Unmanned Aerial Vehicles (UAV) in the last years in many fields of our lives. In general they are used to perform many military tasks such as battlefield observation and recognition for instance. Depending on the application, the construction requirement for Unmanned Aerial Vehicles is less or more complex. Many phases of UAV's flight have been completely automated so far. Currently researchers focus on the most dangerous phases of flight like take-off and landing. When the operator selects the 'start mission' option the flight control system starts executing it from take-off to final approach, flare and touch-down. This paper presents current status of researches aimed to create autonomous UAV control system based on modern computer systems and artificial intelligence methods. Presented laboratory equipment is used for performing simulation tests in the stage of designing and testing UAV control algorithms. The article also presents the results of the tests of autonomous control system during such parts of flight as take-off, flight from waypoint to waypoint and landing.

**Keywords:** landing, mathematical model of an aircraft, unmanned systems, real time systems, flight control systems

DOI:10.7862/rm.2013.45

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

**Sławomir SAMOLEJ**<sup>23</sup>

---

<sup>22</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Dariusz Nowak, Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, tel. (17) 8651477, e-mail: darnow@prz.edu.pl

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Sławomir Samolej, Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, tel. (17) 8651477, e-mail: ssamolej@prz.edu.pl

## PROBLEMY IMPLEMENTACJI SYSTEMU STEROWANIA LOTEM NA PLATFORMĘ SYSTEMU OPERACYJNEGO CZASU RZECZYWISTEGO VxWorks

Wprowadzanie technik wytwarzania oprogramowania sterującego dla statków powietrznych oparte na systemach operacyjnych napotyka na pewne bariery psychologiczne. Procedury komunikacyjne, zarządzające procesami oraz sterujące urządzeniami wejścia/wyjścia są dostarczane w postaci skompilowanych modułów programowych, co często rodzi wątpliwości co do jakości i przewidywalności otrzymanych gotowych modułów programowych. Oprogramowanie przygotowywane na platformę systemu operacyjnego czasu rzeczywistego ma zwykle strukturę współbieżną, składającą się z komunikujących się między sobą i otoczeniem potencjalnie równolegle wykonywanych zadań. Opracowywanie aplikacji współbieżnych ma opinię zadania trudnego i niosącego wiele zagrożeń, takich jak możliwość zakleszczenia czy zagięzienia procesów obliczeniowych. W pracy omówiono praktyczne zagadnienia związane z opracowywaniem oprogramowania systemu sterowania lotem na platformę wielozadaniowego systemu operacyjnego czasu rzeczywistego. Przeprowadzono dyskusję nad celowością stosowania systemów operacyjnych w aplikacjach awionicznych. Rozważano problemy dekompozycji podsystemów sterowania na zbiór współbieżnych zadań czasu rzeczywistego oraz zasady konstruowania kanałów komunikacyjnych pomiędzy komponentami systemu. Opracowanie podsumowuje doświadczenia zdobyte podczas wytwarzania oprogramowania autopilota dla Latającego Obserwatora Terenu, realizowanego jako projekt rozwojowy nr OR00011611.

**Słowa kluczowe:** statek powietrzny, system operacyjny czasu rzeczywistego, system sterowania lotem

## FLIGHT CONTROL SYSTEM ON THE VxWorks REAL-TIME OPERATING SYSTEM PLATFORM – SELECTED IMPLEMENTATION ISSUES

### Abstract

Implementation of manufacturing techniques of control software for aircrafts based on operating systems encounters psychological difficulties. Communication procedures of processes management and control input-output attachments are delivered as complicated programmatic modules which raise doubts about quality and predictability of ready-to-use programmatic modules. Real-time operating system software has usually concurrent structure consisting of potentially parallel tasks communicating with each other. Developing of concurrent applications is a difficult task and is characterized by number of risks, such as possibility of deadlock or starvation of computational processes. Some new development steps ought to be taken into consideration during the real-time operating system based on flight control system programming. These steps as well as the advantages and disadvantages of real-time operating systems introduction in avionic applications are discussed in this paper. The technique of decomposition of flight control functions into a set of cooperating real-time tasks and inter-tasks data exchange strategies are also briefly presented. The research reported in this paper was supported by Polish scientific funds as a development project No. OR00011611.

**Keywords:** aircraft, real-time operating system, flight control system

DOI:10.7862/rm.2013.46

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

Ján SLOTA<sup>24</sup>

---

<sup>2</sup> Tomasz Rogalski, e-mail: [orakl@prz.edu.pl](mailto:orakl@prz.edu.pl)

<sup>3</sup> Dariusz Nowak, e-mail: [darnow@prz.edu.pl](mailto:darnow@prz.edu.pl)

<sup>24</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Jan Slota, Technical University in Košice, 74 Mäsiarska St., 040 01 Košice, Slovakia, tel. +421 55 6023502, e-mail: [jan.slota@tuke.sk](mailto:jan.slota@tuke.sk)

<sup>2</sup> Miroslav Jurčišin, e-mail: [miroslav.jurcisin@tuke.sk](mailto:miroslav.jurcisin@tuke.sk)

## EXPERIMENTAL AND NUMERICAL ANALYSIS OF SPRINGBACK PREDICTION IN U-BENDINGS OF ANI- SOTROPIC SHEET METALS

Springback is one of the most important problems that should be taken into consideration during design of sheet metal forming process with the increasing application of advanced high strength steels and light-weight alloys. The degree of springback experienced with the latest generation materials is so high, and the materials so strong, that it is not possible to eliminate the springback in the prototyping. It becomes mandatory to compensate for springback as part of the draw die design, which is usually carried out through numerical simulation. The springback behavior of three categories of sheet steels (TRIP, HSLA and mild steel) with thicknesses ranging from 0.75 to 0.85 mm was investigated by means of the cyclic U-bending test. This phenomenon can be defined as an elastically-driven change of shape of the deformed part upon removal of external loads. Steel sheets were bent on the two different die radii and after first cycle were bent reverse. The influence of die radius on amount of springback of the steels was considered. Value of the springback angle change after the first and second cycle was measured. The change of values of angles between cycles is caused by the Bauschinger effect. This process was investigated experimentally and numerically. Numerical investigation was performed in static implicit finite element code Autoform.

**Keywords:** Baushinger effect, bending, cyclic bending, springback

## BADANIA EKSPERYMENTALNE I NUMERYCZNE SPRĘŻYNOWANIA PODCZAS WZGINANIA BLACH ANIZOTROPOWYCH

### Streszczenie

Sprężynowanie jest jednym z głównych problemów, które powinny być uwzględniane podczas projektowania procesów kształtowania coraz częściej stosowanych blach stalowych wysokowytrzymałych i wytwarzanych ze stopów lekkich. Stopień sprężynowania obserwowany podczas badań eksperymentalnych niedawno opracowanych gatunków materiałów jest tak wysoki, przy jednoczesnej dużej wytrzymałości tych materiałów, że nie jest możliwe wyeliminowanie sprężynowania na etapie prototypowania. Kompensacja sprężynowania jest więc obowiązkowa i jest częścią procesu projektowania narzędzia, co jest zwykle przeprowadzane za pomocą symulacji numerycznej. Badano sprężynowanie trzech gatunków blach (TRIP, HSLA i stal miękka) o grubościach od 0,75 do 0,85 mm za pomocą testu U-gięcia. Sprężynowanie może być zdefiniowane jako sprężysta zmiana kształtu odkształconej części po usunięciu obciążenia zewnętrznego. Blachy stalowe gięto za pomocą matryc o dwóch różnych promieniach. Po zakończeniu pierwszego cyklu gięcia blachy były gięte w kierunku przeciwnym. Analizowano wpływ promienia matrycy na wartość sprężynowania. Wartość kąta sprężynowania mierzono po pierwszym i drugim cyklu gięcia. Zmiana wartości kątów pomiędzy tymi cyklami jest określana jako efekt Bauschingera. Proces gięcia badano eksperymentalnie i numerycznie za pomocą programu do obliczeń metodą elementów skończonych *Autoform* z procedurą *static implicit*.

**Słowa kluczowe:** efekt Baushingera, gięcie, gięcie cykliczne, sprężynowanie

DOI:10.7862/rm.2013.47

*Otrzymano/received:* 15.09.2013 r.

*Zaakceptowano/accepted:* 22.11.2013 r.

Dariusz SOBCZYŃSKI<sup>25</sup>

---

<sup>3</sup> Milan Dvořák, e-mail: [dvorak.m@fme.vutbr.cz](mailto:dvorak.m@fme.vutbr.cz)

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Dariusz Sobczyński, Politechnika Rzeszowska, ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów, tel. (17) 8651974, e-mail: [dsobczyn@prz.edu.pl](mailto:dsobczyn@prz.edu.pl)



## PRZEKSZTAŁTNIK W UKŁADZIE NAPĘDOWYM Z SILNIKIEM BLDC DLA BEZZAŁOGOWEJ PLATFORMY LATAJĄCEJ

W przypadku bezzałogowych platform latających, podobnie jak i innych pojazdów zasilanych energią elektryczną, problemem jest kompromis pomiędzy zasięgiem a ciężarem baterii akumulatorów. Aby wykorzystać energię elektryczną, a dzięki temu zwiększyć zasięg lub zmniejszyć ciężar statku powietrznego, konieczne jest zastosowanie do napędu śmigła wydajnych układów napędowych o wysokiej sprawności i małej wadze. Silnikami elektrycznymi, które charakteryzują się najkorzystniejszym stosunkiem mocy do ciężaru i które jednocześnie posiadają wysoką sprawność, są silniki bezszczotkowe prądu stałego BLDC. Silniki te są wystarczająco lekkie i wydajne, by można je stosować również w samolotach. W pracy przedstawiono projekt przekształtnika energoelektronicznego przeznaczonego do napędu elektrycznego z silnikiem BLDC, możliwego do zastosowania w bezzałogowej maszynie latającej. Układ napędowy składa się z silnika BLDC o mocy 0,5 kW, przekształtnika energoelektronicznego i układu sterowania. Pracą przekształtnika steruje układ mikroprocesorowy z układem logiki programowalnej FPGA rodziny Cyclone III – EP3C40 firmy Altera. Karta z wymienionym układem DBM3Cxx była osadzana na gotowej karcie bazowej DBM\_CIII\_Base, zawierającej interfejs JTAG oraz trzy bloki wejść/wyjść binarnych wykorzystywane do sterowania i pomiarów. Przedstawiono metodę doboru elementu układu oraz wykonania obwodu drukowanego.

**Słowa kluczowe:** bezzałogowy statek powietrzny, przekształtnik, silnik bezszczotkowy

## CONVERTER IN A POWER TRANSMISSION SYSTEM WITH BLDC MOTOR FOR UNMANNED AERIAL VEHICLE

### Abstract

In the case of unmanned aerial vehicles, like other vehicles powered by electric energy, the problem is a compromise between the travel range and the weight of the accumulator batteries. To use electricity, and thus to increase the travel range and reduce the weight of the aircraft, it is necessary to use for drive the propeller efficient drive systems with high efficiency and low weight. Electric motors that have the most favorable power to weight ratio and having a high efficiency are the brushless BLDC motors. These engines are sufficiently lightweight and efficient. They also can be used in aircrafts. In the paper the design of power electronics converter destined for electric drive of BLDC motor, which may be used in an unmanned aerial vehicle was presented. The drive system consists of a BLDC motor with a power of 0.5 kW, power electronic converter and control system. Converter is controlled by the microprocessor with programmable logic Cyclone III FPGA – Altera EP3C40 card. Card with DBM3Cxx replaceable integrated circuit was settled on the final DBM\_CIII\_Base base card contains JTAG interface and three binary input/output blocks used for control and measurements. The selection method of integrated circuit element and performance of printed circuit board has also been described.

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, power converter, brushless motor

DOI:10.7862/rm.2013.48

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

---

<sup>2</sup> Tomasz Binkowski, tbinkow@prz.edu.pl

## REACTION SHAPING OF THE UNMANNED AERIAL VEHICLE ON THE OPERATOR REMOTE STEERING SIGNALS

Remote manual control of unmanned aerial vehicle is used more often during take-off and landing phases. Depends on UAV take-off mass and speed (total energy) the potential crash can be very dangerous for an airplane and environment. So, handling qualities of UAV is important from the user point of view. In many cases the dynamic properties of remote controlling UAV are not suitable for obtaining the desired properties of the handling qualities from operator's point of view. In this case, the control augmentation system (CAS) should be applied. The method of UAV handling qualities shaping is presented in this paper. The main idea of this method is that UAV reaction on the operator steering signals should be similar - almost the same - as the reaction of the „ideal” remote control aircraft. The model of following method was used for controller parameters calculations. The numerical example concerns the medium size UAV MP-02A Czajka applied as an aerial observer system.

**Key words:** unmanned aerial vehicle, controlling, augmentation system, autopilot

## KSZTAŁTOWANIE REAKCJI BEZZAŁOGOWEGO STATKU POWIETRZNEGO NA SYGNAŁY STERUJĄCE OPERATORA

### Streszczenie

Bezzałogowy statek powietrzny może być sterowany w różny sposób, a jednym z nich jest zdalne sterowanie przez operatora, np. podczas startu i lądowania lub lotu obserwacyjnego, w którym jest wymagane aktywne modyfikowanie trajektorii lotu. Nie zawsze bezzałogowy statek powietrzny posiada właściwości dynamiczne akceptowalne lub pożądane z punktu widzenia operatora. W referacie jest rozważany sposób kształtowania reakcji samolotu na sygnały sterujące operatora (wychylenia organów sterowania), tak aby były zgodne z oczekiwanymi (modelowymi) właściwościami pilotażowymi. W tym celu należy dokonać syntezy właściwości układu wspomagającego sterowanie odległościowe. Algorytmy wspomagające operatora mogą stanowić fragment oprogramowania sterującego zaimplementowanego w autopilocie bezpilotowego statku powietrznego lub mogą być zastosowane w module sterującym w stacji naziemnej. W tym drugim przypadku istnieje możliwość zastosowania bardziej złożonych algorytmów oraz łatwego dostosowania właściwości pilotażowych samolotu do oczekiwań operatora zależnie od jego preferencji lub stanu lotu. Do syntezy właściwości układu wspomagającego sterowanie ręczne zastosowano modyfikowaną metodę sterowania według modelu, a przykładowe obliczenia dotyczą samolotu MP-02A Czajka, będącego nośnikiem systemu obserwacyjnego LOT.

**Słowa kluczowe:** bezzałogowy statek powietrzny, sterowanie, algorytmy wspomagające, autopilot

DOI:10.7862/rm.2013.49

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*

---

<sup>2</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Andrzej Tomczyk, Rzeszów University of Technology, 8 Powstańców Warszawy Avenue, 35-959 Rzeszów, tel. (17) 8651485, e-mail: atomczyk@prz.edu.pl