

ZESZYTY NAUKOWE  
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

---

SCIENTIFIC LETTERS  
OF RZESZOW UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

---

NR 288

(e-ISSN 2300-5211)

# MECHANIKA

Kwartalnik

tom XXX

zeszyt 85 (nr 4/2013)

październik-grudzień



WYDZIAŁ  
BUDOWY MASZYN  
I LOTNICTWA  
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

Wydano za zgodą Rektora

Redaktor naczelny  
Wydawnictw Politechniki Rzeszowskiej  
prof. dr hab. inż. Leonard ZIEMIAŃSKI

Rada Naukowa ZN PRz Mechanika  
Sergei ALEXANDROV (Rosja), Józef GAWLIK (Polska),  
Rudolf KAWALLA (Niemcy), Krzysztof KUBIAK (Polska),  
Thomas G. MATHIA (Francja), Tadeusz MARKOWSKI (Polska),  
Pavlo MARUSCHAK (Ukraina), Paweł PAWLUS (Polska),  
Andrea PICCOLROAZ (Włochy), Marderos Ara SAYEGH (Syria),  
Jarosław SĘP (Polska), Emil SPISÁK (Słowacja), Feliks STACHOWICZ (Polska),  
Marian SZCZEREK (Polska), Nicolae UNGUREANU (Rumunia)

Komitet Redakcyjny  
(afiliacje: Polska)  
redaktor naczelny  
prof. dr hab. inż. Feliks STACHOWICZ  
redaktorzy tematyczni (naukowi)  
dr hab. inż. Krzysztof KUBIAK, prof. PRz  
dr hab. inż. Jarosław SĘP, prof. PRz  
prof. dr hab. inż. Andrzej TOMCZYK  
redaktor statystyczny  
prof. dr hab. inż. Paweł PAWLUS  
sekretarz redakcji  
dr inż. Tomasz TRZEPIECIŃSKI  
członkowie  
dr hab. inż. Grzegorz BUDZIK, prof. PRz  
dr inż. Tadeusz BALAWENDER

Redaktorzy językowi  
Marta JAGIEŁOWICZ  
Natalia TRZEPIECIŃSKA

Przygotowanie matryc  
Mariusz TENDERA

p-ISSN 0209-2689  
e-ISSN 2300-5211

Wersja drukowana Kwartalnika jest wersją pierwotną.

Redakcja czasopisma: Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa,  
al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów (e-mail: tomtrz@prz.edu.pl)  
<http://oficyna.portal.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika>

Wydawca: Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej  
al. Powstańców Warszawy 12, 35-959 Rzeszów (e-mail:oficyna1@prz.edu.pl)  
<http://oficyna.portal.prz.edu.pl>

Informacje dodatkowe i stopka – str. 559

## SPIS TREŚCI

|   |     |
|---|-----|
| Stanisław ANTAS: Dyfuzor zakrzywiony (o kontrolowanym zarysie) .....  | 353 |
| Anna BAZAN, Tomasz TRZEPIECIŃSKI: Effect of friction conditions<br>on change of sheet surface roughness during deep drawing .....   | 375 |
| Tomasz BINKOWSKI, Kazimierz BUCZEK, Wiesława MALSKA,<br>Dariusz SOBCZYŃSKI: Analiza przekształtników zasilanych<br>z pokładowych sieci podwyższonej częstotliwości .....              | 387 |
| Bartosz BRZOZOWSKI, Przemysław KORDOWSKI, Zdzisław<br>ROCHALA, Konrad WOJTOWICZ: Metody skanowania przestrzeni<br>w systemie antykolizyjnym BSP .....                                 | 397 |
| Bartosz BRZOZOWSKI, Przemysław KORDOWSKI, Zdzisław<br>ROCHALA, Konrad WOJTOWICZ: System antykolizyjny z wizualizacją<br>otoczenia dla BSP .....                                       | 405 |
| Marcin DEREŃ: Regulator rozmyty do stabilizacji lotu platformy UAV .....  | 413 |
| Krzysztof GŁOWACKI: Avionics systems software development according<br>to the methodologies conforming DO-178B .....  | 421 |
| Juraj HUDÁK, Miroslav TOMÁŠ: Comparative study of wall thickness<br>change at deep drawing of box-shaped product using flat<br>restriction bars .....                                 | 431 |
| Krzysztof KAŻMIERCZAK, Zdzisław ROCHALA, Konrad<br>WOJTOWICZ: Metoda generowania modelu dynamiki statku powietrznego<br>zastosowana w symulatorze kabiny samolotu pasażerskiego ..... | 445 |
| Antoni KOPYT, Janusz NARKIEWICZ: Technical factors influencing<br>simulator sickness .....  | 455 |

|   |     |
|---|-----|
| Agnieszka KWIEK: Analiza stateczności statycznej samolotu zespolonego do turystyki kosmicznej.....  | 469 |
| Janka MAJERNÍKOVÁ, Emil SPIŠÁK: The effect of punch-die clearance on blanked edge quality in fine blanking of steel sheets .....                                      | 479 |
| Marek MŁYNARCZYK, Zbigniew MROTEK, Józef MAŁUJ: Pokładowy system monitorowania stanu lotniczego płynu hydraulicznego ..   | 489 |
| Dariusz NOWAK: Autonomiczny system sterowania bezzałogowymi statkami latającymi.....  | 501 |
| Sławomir SAMOLEJ, Tomasz ROGALSKI, Dariusz NOWAK: Problemy implementacji systemu sterowania lotem na platformę systemu operacyjnego czasu rzeczywistego VxWorks ..... | 515 |
| Ján SLOTA, Miroslav JURČIŠIN, Milan DVOŘÁK: Experimental and numerical analysis of springback prediction in U-bendings of anisotropic sheet metals .....              | 525 |
| Dariusz SOBCZYŃSKI, Tomasz BINKOWSKI: Przekształtnik w układzie napędowym z silnikiem BLDC dla bezzałogowej platformy latającej.....                                  | 535 |
| Andrzej TOMCZYK: Reaction shaping of the unmanned aerial vehicle on the operator remote steering signals .....  | 547 |
| Recenzenci współpracujący – 2013 r. ....  | 557 |



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.

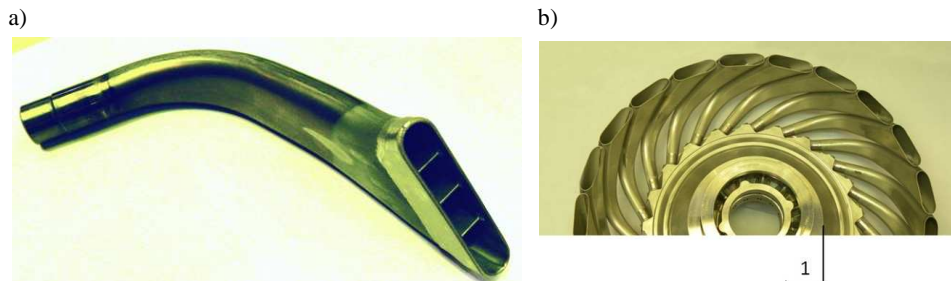
**Słowa kluczowe:** sprężarka, układ wylotowy, dyfuzor zakrzywiony

### 1. Wprowadzenie

Dyfuzor zakrzywiony (rys. 1.) jest klasycznym, a zarazem jedynym rozwiązaniem konstrukcyjnym układu wylotowego sprężarki promieniowej z dyfuzorem rurkowym, a ich liczba jest równa liczbie kanałów tego dyfuzora. Za częścią stożkową wszystkich kanałów przepływowych dyfuzora rurkowego konstrukcja kadłuba tego dyfuzora zawiera gniazda mocowania dyfuzorów zakrzywionych (rys. 2.). Na rysunku 2. oznaczono także pomocniczy lewoskrętny układ współrzędnych o osiach  $X1$ ,  $Y1$ ,  $Z1$ .

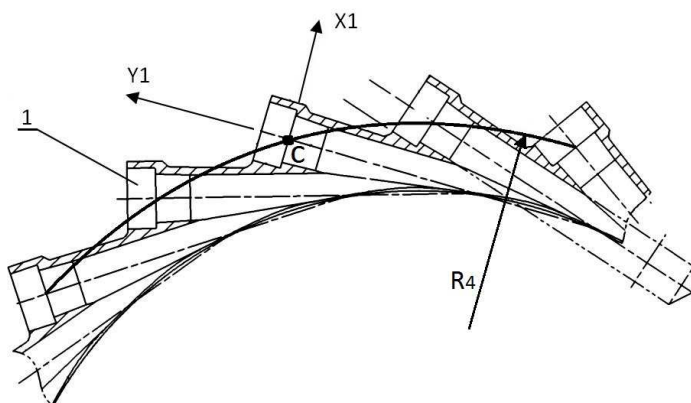
---

<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



Rys. 1. Widok pojedynczego dyfuzora zakrzywionego (a) oraz zespołu dyfuzorów zakrzywionych (b): 1 – kadłub dyfuzora rurkowego (dzięki uprzejmości firmy Pratt and Whitney – dar dla Politechniki Rzeszowskiej)

Fig. 1. View of a single controlled-contour diffuser (a) and controlled-contour diffuser assembly (b): 1 – body of the pipe diffuser (a gift from Pratt and Whitney Company to the Rzeszow University of Technology)

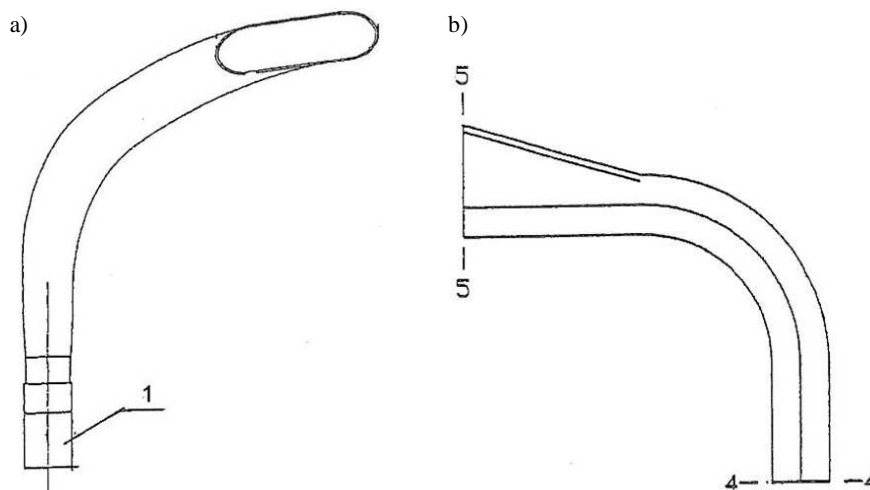


Rys. 2. Przekrój poprzeczny dyfuzora rurkowego: 1 – gniazdo mocowania dyfuzora zagiętego

Fig. 2. Cross section of a pipe diffuser: 1 – mounting pad for the controlled-contour diffuser

Oś dyfuzora zakrzywionego leży w płaszczyźnie wyznaczonej przez osie  $Y1$  i  $Z1$ , przy czym oś  $Z1$  przechodzi przez punkt  $C$  leżący na promieniu  $R_4$  dyfuzora rurkowego i jest prostopadła do płaszczyzny rysunku. Dyfuzor zakrzywiony przedstawiony na rys. 3. jest wykonywany z blachy ze stali nierdzewnej przez tłoczenie dwóch połówek (górnej i dolnej), które następnie są wzdłużnie łączone lutowaniem. Część wlotowa ma kształt cylindra o średnicy wewnętrznej  $d_4$  dyfuzora stożkowego, a w celu usztywnienia jest lutowana do tulei wlotowej dyfuzora zakrzywionego. Tuleja dyfuzora zakrzywionego, środkowana w gnieździe mocowania znajdującego się w kadłubie dyfuzora rurkowego, jest lutowana

do tego kadłuba lub zawiera dodatkowo kołnierz mocowany do kadłuba za pomocą śrub [1].



Rys. 3. Kanał przepływowy (a) i schemat (b) dyfuzora zakrzywionego z oznaczeniem charakterystycznych przekrojów: 1 – tuleja wlotowa

Fig. 3. Flow passage (a) and scheme (b) of the controlled-contour diffuser with markings of the characteristic sections: 1 – inlet sleeve

## 2. Parametry strumienia na wylocie dyfuzora

Parametry powietrza w przekroju wyjściowym (5-5) dyfuzora zakrzywionego (wlotowym komory spalania) można wyznaczyć w następującej kolejności.

Praca sił tarcia w dyfuzorze zakrzywionym:

$$lr_{4,5} = \xi_{4,5} \frac{C_4^2}{2} \quad (1)$$

gdzie współczynnik strat przepływu w dyfuzorze zakrzywionym  $\xi_{4,5} \approx 0,19$  [1].

Prędkość krytyczna dźwięku w przekroju wyjściowym:

$$a_{kr5} = a_{kr4} = \sqrt{\frac{2kR}{k+1} T_4^*} \quad (2)$$

gdzie wartość temperatury spiętrzenia na wlocie  $T_4^*$  jest znana z obliczeń projektowych dyfuzora rurkowego.

Prędkość strumienia w przekroju wyjściowym:

$$C_5 = \lambda_5 a_{kr5} \quad (3)$$

gdzie wartość liczby Laval'a prędkości bezwzględnej strumienia w przekroju wejściowym komory spalania wybiera się z zakresu  $\lambda_5 = 0,11 \div 0,22$  [1].

Temperatura statyczna strumienia w przekroju (5-5):

$$T_5 = T_4^* - \frac{C_5^2}{2 \frac{kR}{k-1}} \quad (4)$$

lub

$$T_5 = T_4 + \frac{C_4^2 - C_5^2}{2 \frac{kR}{k-1}} \quad (5)$$

Wykładnik politropy sprężania w dyfuzorze zakrzywionym wyznacza się z pierwszej zasady termodynamiki:

$$\frac{n_{4,5}}{n_{4,5-1}} = \frac{k}{k-1} - \frac{lr_{4,5}}{R(T_5 - T_4)} \quad (6)$$

Oznaczając prawą stronę równania (6) przez

$$E = \frac{k}{k-1} - \frac{lr_{4,5}}{R(T_5 - T_4)} \quad (7)$$

wartość wykładnika politropy  $n_{4,5}$  określa równanie:

$$n_{4,5} = \frac{E}{E-1} \quad (8)$$

Ciśnienie statyczne strumienia w przekroju wyjściowym wyznacza równanie politropy:

$$p_5 = p_4 \left( \frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{n_{4,5}}{n_{4,5-1}}} \quad (9)$$

Względna gęstość strumienia masy powietrza w przekroju wyjściowym [2]:

$$q(\lambda_5) = \lambda_5 \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_5^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (10)$$

Funkcja gazodynamiczna temperatury:

$$\tau(\lambda_5) = 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_5^2 \quad (11)$$

Funkcja gazodynamiczna ciśnienia:

$$\pi(\lambda_5) = \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_5^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (12)$$

Temperatura spiętrzenia strumienia w przekroju wyjściowym:

$$T_5^* = \frac{T_5}{\tau(\lambda_5)} \quad (13)$$

Powinna być spełniona relacja  $T_5^* = T_4^*$ .

Ciśnienie spiętrzenia strumienia w przekroju (5-5):

$$p_5^* = \frac{p_5}{\pi(\lambda_5)} \quad (14)$$

Stopień strat ciśnienia spiętrzenia w dyfuzorze zakrzywionym:

$$\sigma_{4,5} = 1 - \left(\frac{k}{k+1}\right) \xi_{4,5} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_4^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda_4^2 \quad (15)$$

Sprawdzenie dokładności wyznaczenia wartości ciśnienia spiętrzenia strumienia w przekroju wyjściowym:

$$p_5^* = \sigma_{4,5} p_4^* \quad (16)$$

Obliczona wartość ciśnienia  $p_5^*$  powinna być równa wartości ciśnienia spiętrzenia określonej ze wzoru (14).

Pole powierzchni pojedynczego kanału dyfuzora zakrzywionego na wylocie:

$$F_{5,1} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_5^*}}{Z_{Dr} s p_5^* q(\lambda_5) \sin \alpha_5 K_m} \quad (17)$$

gdzie kąt wypływu z dyfuzora zakrzywionego  $\alpha_5 = \arctg \frac{c_{5a}}{c_{5u}}$  powinien zawierać się w granicach  $\alpha_5 = 75 \div 90^\circ$ , natomiast  $K_m = 0,97 \div 0,98$  [3]. Jeżeli  $\alpha_5 < 75^\circ$ , na wylocie dyfuzora zakrzywionego stosuje się prostownice strumienia (rys.1a) o wydłużeniu łopatek  $\bar{h}_5 = h_5/b = 0,4 \div 0,5$ .

Sumaryczne pole powierzchni dyfuzora zakrzywionego w przekroju wyjściowym:

$$F_5 = Z_{Dr} F_{5,1} \quad (18)$$

Stopień dyfuzorowości kanału przepływowego dyfuzora zakrzywionego:

$$\bar{F}_{5,4} = \frac{F_{5,1}}{F_{4,1}} \quad (19)$$

Stopień dyfuzorowości kanału dyfuzora zakrzywionego powinien spełniać relację  $\bar{F}_{5,4} \leq 7$  [3].

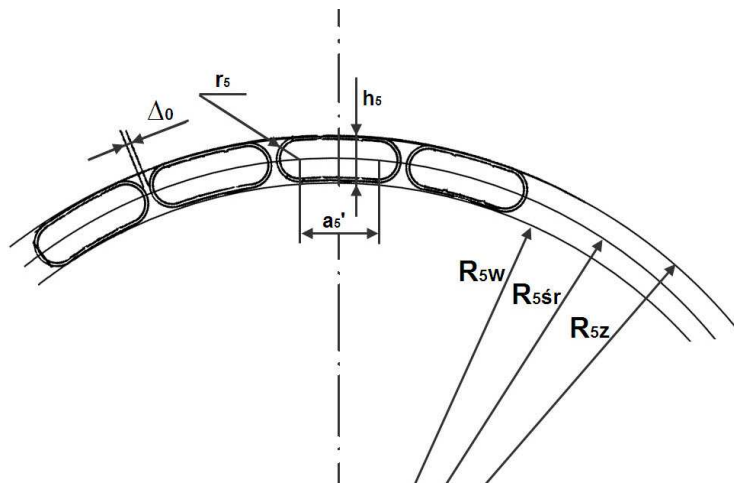
### 3. Parametry geometryczne dyfuzora zakrzywionego

Wylot dyfuzora zakrzywionego charakteryzuje się kształtem (zarysem) oraz średnicą zewnętrzną  $D_{5z}$  i wewnętrzną  $D_{5w}$  (rys. 4.). Średnice te określają średnicę średnią arytmetyczną

$$D_{5sr} = \frac{D_{5z} + D_{5w}}{2} \quad (20)$$

oraz promień średni

$$R_{5sr} = \frac{D_{5sr}}{2} \quad (21)$$



Rys. 4. Schemat ilustrujący rozmieszczenie wylotów dyfuzorów zakrzywionych

Fig. 4. Scheme illustrating the arrangement of the controlled-contour diffuser outlets

Przyjmując zarys wylotu pojedynczego kanału dyfuzora zakrzywionego jako prostokąt z dwoma promieniami (rys. 4.) oraz grubość blachy ścianki  $g = 0,6 \div 1,2$  mm, pole powierzchni  $F_{5,1}$  można wyrazić następująco:

$$F_{5,1} = h_5 \cdot a'_5 + \pi r_5^2 \quad (22)$$

gdzie promień wylotu kanału  $r_5$  oraz wysokość kanału wylotowego  $h_5$  wiąże zależność

$$h_5 = 2r_5 \quad (23)$$

natomiast przez  $a'_5$  oznaczono podstawę prostokąta.

Biorąc pod uwagę oczywistą relację

$$\frac{\pi D_{5sr}}{Z_{Dz}} - (\Delta_0 + 2g) Z_{Dz} = a'_5 + 2r_5 \quad (24)$$

gdzie luz obwodowy  $\Delta_0 = 0,4 g$  [4], otrzymuje się:

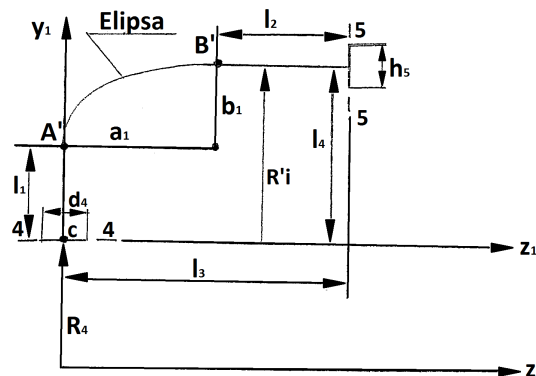
$$a'_5 = \frac{\pi D_{5sr}}{Z_{Dz}} - (\Delta_0 + 2g) Z_{Dz} - 2r_5 \quad (25)$$

Po podstawieniu formuły (25) do wzoru (22) i prostych przekształceniach promień wylotu kanału dyfuzora zakrzywionego oblicza się z równania kwadratowego:

$$(\pi - 4) r_5^2 + \left[ \frac{2\pi D_{5sr}}{Z_{Dz}} - 2(\Delta_0 + 2g) Z_{Dz} \right] r_5 - F_{5,1} = 0 \quad (26)$$

Długość prostoliniowej podstawy prostokąta  $a'_5$  wyznacza się z zależności (25), wysokość zaś kanału wylotowego  $h_5$  ze wzoru (23), przy czym zazwyczaj  $h_5 = (0,7 \div 1,15)d_4$  [3-5].

Profilowanie dyfuzora zakrzywionego może przebiegać w następującej kolejności: przyjmuje się długość osi kanału przepływowego dyfuzora zakrzywionego  $l_z = (10 \div 12,5)d_4$  oraz jej składowe odcinki prostoliniowe C-A' o długości  $l_1 = (2 \div 4)d_4$  [5] i B'-5 o długości  $l_2 = (2,3 \div 4,2)d_4$ , a także eliptyczny przebieg zagięcia (rys. 5.).



Rys. 5. Schemat ilustrujący parametry geometryczne dyfuzora zakrzywionego

Fig. 5. Scheme illustrating geometrical parameters of the controlled-contour diffuser

W celu określenia wartości półosi małej elipsy zakrzywienia dyfuzora zakrzywionego  $b_1$

$$b_1 = l_4 - l_1 \quad (27)$$

oraz półosi wielkiej elipsy  $a_1$  zakrzywienia dyfuzora zakrzywionego

$$a_1 = l_3 - l_2 \quad (28)$$

niezbędna jest znajomość długości odcinków  $l_3$  i  $l_4$ . Zazwyczaj przyjmuje się  $l_3 = (6 \div 9,5)d_4$ , natomiast  $l_4 = (5 \div 9)d_4$  [3-6].

Promień  $R_i'$  stanowiący miarę odległości punktu osi dyfuzora zagiętego od osi  $z_1$ , pomocniczego układu współrzędnych  $(x_1, y_1, z_1)$ , równoległej do osi  $z$  (osi obrotu wirnika), głównego układu współrzędnych  $(x, y, z)$  zmienia się następująco:

- na odcinku prostoliniowym  $CA'$  promień  $R_i' \in (0, l_1)$ ,
- na odcinku krzywoliniowym  $A'B'$  promień  $R_i'$  wyznacza formuła

$$R_i' = l_1 + y_1 \quad (29)$$

gdzie współrzędną  $y_1$  określa się z równania elipsy

$$\left(\frac{z_1}{a_1}\right)^2 + \left(\frac{y_1}{b_1}\right)^2 = 1 \quad (30)$$

skąd

$$y_1 = b_1 \sqrt{1 - \frac{z_1^2}{a_1^2}} \quad (31)$$

zmienia się w zależności od przyjętej wartości współrzędnej  $z_1 \in (0, a_1)$ ,

- na odcinku prostoliniowym  $B'S$  promień  $R_i'$  określa zależność

$$R_i' = l_1 + b_1 \quad (32)$$

Ponieważ obwód  $O$  elipsy wyznacza wzór

$$\begin{aligned} O &= \pi \left[ 3(a_1 + b_1) - \sqrt{(3a_1 + b_1)(a_1 + 3b_1)} \right] \\ &\approx \pi \left[ \frac{3}{2} \pi(a_1 + b_1) - \sqrt{a_1 b_1} \right] \end{aligned} \quad (33)$$

rzeczywistą długość osi kanału dyfuzora sprawdza się następująco:

$$l_z = l_1 + \frac{\pi}{4} \left[ \frac{3}{2} (a_1 + b_1) - \sqrt{a_1 b_1} \right] + l_2 \quad (34)$$

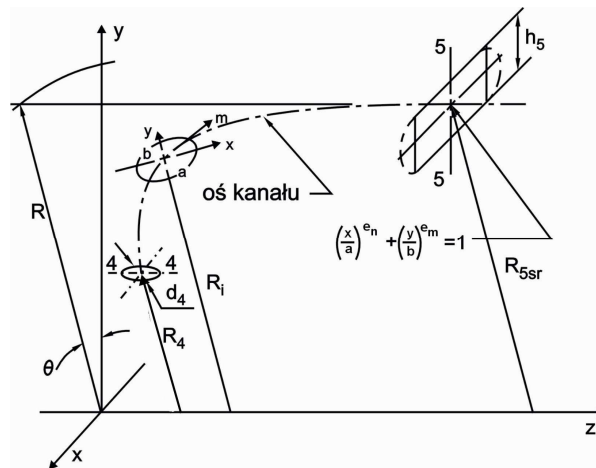


Powinna być spełniona zależność  $l_z = (10 \div 12,5)d_4$ . Jeżeli warunek ten nie jest spełniony, należy zwiększyć wartość  $l_3$  lub  $l_4$ .

W celu określenia wartości współrzędnych kanału przepływowego dyfuzora zakrzywionego niezbędna jest znajomość odległości  $R_i$  osi dyfuzora zakrzywionego (przechodząca przez środki geometryczne powierzchni przekroju poprzecznego) od osi obrotu wirnika – oś  $z$  głównego układu współrzędnych dyfuzora zakrzywionego (rys. 6.). Należy zauważyć, że pomocniczy układ współrzędnych  $(x_1, y_1, z_1)$ , w którym wymiaruje się dyfuzor zakrzywiony, oraz główny układ współrzędnych  $(x, y, z)$  są ze sobą ściśle związane, ponieważ równoległe osie  $z_1$  i  $z$  obu układów są położone względem siebie w odległości promienia  $R_4$  (rys. 2. i 7.).

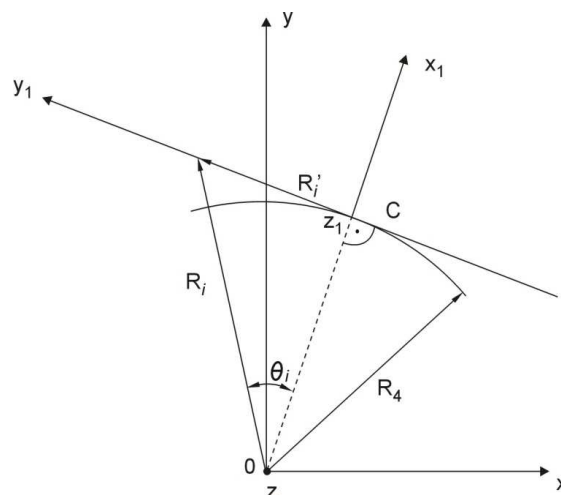
Rys. 6. Główny układ współrzędnych kanału przepływowego dyfuzora zakrzywionego

Fig. 6. Main coordinate system of the flow passage of the controlled-contour diffuser



Rys. 7. Wzajemne usytuowanie pomocniczego i głównego układu współrzędnych

Fig. 7. The mutual position of the auxiliary and main coordinate system



Pomocniczy układ współrzędnych dyfuzora zakrzywionego, w którym jest zdefiniowana jego geometria, jest odsunięty od osi  $z$  obrotu wirnika sprężarki o wartość promienia wylotu z dyfuzora rurkowego  $R_4$ , a współrzędne osi  $z_1$  i  $z$  są tożsame

$$z \equiv z_1 \quad (35)$$

Równanie przejścia od układu pomocniczego do układu głównego, umożliwiającego określenie promienia  $R_i$  osi dyfuzora zakrzywionego (odległości punktu osi dyfuzora od osi  $z$ ), zgodnie z twierdzeniem Pitagorasa przyjmuje postać:

$$R_i = \sqrt{R_4^2 + R_i'^2} \quad (36)$$

Kąt skierowany (amplitudę punktu osi dyfuzora zakrzywionego) wyznacza formuła:

$$\Theta_i = \arctg \frac{R_i'}{R_4} \quad (37)$$

Promień średni wylotu dyfuzora zakrzywionego (odległość końcowego punktu osi dyfuzora od osi  $z$  w przekroju 5-5) określa relacja:

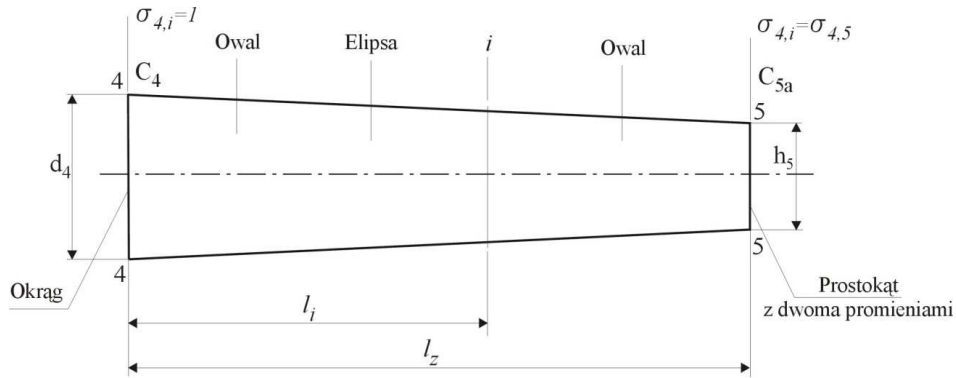
$$R_{5sr} = \sqrt{R_4^2 + l_4^2} \quad (38)$$

Zatem promienie zewnętrzny i wewnętrzny:

$$R_{5z} = R_{5sr} + \frac{h_5}{2} \quad (39)$$

$$R_{5w} = R_{5sr} - \frac{h_5}{2} \quad (40)$$

Wartość promienia średniego uzyskana ze wzoru (38) powinna być równa wartości tego promienia określonej z zależności (21). Średnice zewnętrzna  $D_{5z} = 2R_{5z}$  oraz wewnętrzna  $D_{5w} = 2R_{5w}$  powinny mieć zbliżone wartości do przyjętych ze względów konstrukcyjnych komory spalania. Przy znacznej różnicy wartości promienia średniego, określonej z formuł (38) oraz (21), należy zmienić wartości  $l_4$ . W celu wyznaczenia bieżących, rosnących wartości pól powierzchni przekroju poprzecznego dyfuzora zakrzywionego  $F_i$  pomiędzy przekrojem wejściowym (4-4) a przekrojem wyjściowym (5-5) można zakładać liniową zmianę wysokości kanału przepływowego dyfuzora od wartości  $d_4$  na wlocie do wartości  $h_5$  na jego wylocie (rys. 8.).



Rys. 8. Schemat ilustrujący zmianę wysokości kanału dyfuzora zakrzywionego

Fig. 8. Scheme illustrating the change of height of the controlled-contour diffuser duct

#### 4. Parametry strumienia w przekrojach pośrednich dyfuzora

Przyjmując liczbę przekrojów kontrolnych ( $I = 6 \div 10$ ) dyfuzora zakrzywionego oraz ich odległości od przekroju wlotowego  $l_i$  (z przedziału  $l_i \in (0, l_z)$ ), wyznacza się wartości stopnia strat ciśnienia spiętrzenia od przekroju wlotowego (4-4) do bieżącego ( $i-i$ ) z zależności:

$$\sigma_{4,i} = \sigma_{4,5} + \frac{(l_z - l_i)}{l_z} (1 - \sigma_{4,5}) \quad (41)$$

gdzie

$$\sigma_{4,i} = \frac{p_i^*}{p_4^*} \quad (42)$$

Znajomość wartości stopnia strat ciśnienia spiętrzenia  $\sigma_{4,i}$  umożliwia wyznaczenie ciśnienia spiętrzenia w dowolnym przekroju ( $i-i$ ) dyfuzora:

$$p_i^* = \sigma_{4,i} \cdot p_4^* \quad (43)$$

Zakładając liniową zmianę wartości prędkości bezwzględnej w dyfuzorze, oblicza się jej wartość w dowolnym przekroju:

$$C_i = C_5 + \frac{l_z - l_i}{l_z} (C_4 - C_5) \quad (44)$$

Wiąże się to z przyjęciem założenia  $C_i = C_{ai}$  oraz  $C_5 = C_{5a}$ .

Ponieważ w dyfuzorze występuje przepływ energetycznie odosobniony (izoenergetyczny), temperatura spiętrzenia zachowuje wartość stałą:

$$T_i^* = T_4^* = T_5^* \quad (45)$$

Prędkość krytyczna dźwięku wynosi:

$$a_{kri} = \sqrt{\frac{2kR}{k+1} T_i^*} \quad (46)$$

Liczbę Lavalą prędkości bezwzględnej określa się ze związku definicyjnego:

$$\lambda_i = \frac{C_i}{a_{kri}} \quad (47)$$

Znajomość liczby Lavalą  $\lambda_i$  umożliwia wyznaczenie wartości funkcji gazodynamicznych temperatury i ciśnienia z zależności definicyjnych [7]:

$$\tau(\lambda_i) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_i^2\right) \quad (48)$$

$$\pi(\lambda_i) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_i^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (49)$$

Temperaturę statyczną i ciśnienie statyczne oblicza się z równości:

$$T_i = T_i^* \tau(\lambda_i) \quad (50)$$

$$p_i = p_i^* \pi(\lambda_i) \quad (51)$$

Liczba Macha strumienia wynika ze wzoru definicyjnego:

$$M_i = \frac{C_i}{\sqrt{kRT_i}} \quad (52)$$

natomiast gęstość statyczną czynnika wyznacza się z równania stanu:

$$\rho_i = \frac{p_i}{RT_i} \quad (53)$$

Względną gęstość strumienia masy określa formuła:

$$q(\lambda_i) = \lambda_i \left( 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_i^2 \right)^{\frac{1}{k-1}} \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (54)$$

Pole powierzchni dowolnego przekroju poprzecznego pojedynczego kanału przepływowego dyfuzora zagiętego wyznacza się z równania ciągłości:

$$F_{i,1} = \frac{\dot{m} \sqrt{T_i^*}}{z_{Dz} s p_i^* q(\lambda_i) \sin \alpha_i K m_i} \quad (55)$$

gdzie  $F_i \in (F_{4,1}, F_{5,1})$  oraz  $z_{Dz} = z_{Dr}$ , natomiast w relacji (55) przyjmuje się wartość kąta  $\alpha_i = 90^\circ$ .

Przepływowi powietrza przez dyfuzor zakrzywiony, podobnie jak każdemu przepływowi przez kanał zakrzywiony, towarzyszą przepływy wtórne. W rezultacie przepływów wtórnych torami cząstek są linie śrubowe, stąd prędkość bezwzględna strumienia w dowolnym przekroju ( $i$ - $i$ ) dyfuzora zakrzywionego ma dwie składowe: osiową  $C_{ai}$  (wzór (44)) oraz obwodową  $C_{ui}$ , którą wyznacza się z równania ilości ruchu Eulera (dla przepływu bez tarcia):

$$C_{ui} = \frac{C_{4u} R_4}{R_i}.$$

Kąt kierunkowy prędkości bezwzględnej opisuje wyrażenie:

$$\alpha_i = \arctg \frac{C_{ai}}{C_{ui}}.$$

## 5. Profilowanie zarysu zewnętrznego

Zespół dyfuzorów zakrzywionych jest układem wylotowym sprężarki promieniowej lub osiowo-promieniowej z dyfuzorem rurkowym. Dyfuzory są stosowane w sprężarkach tych typów ze względu na zwartość konstrukcji. W zestawieniu z dyfuzorem rurkowym pozwala na uzyskanie znacząco mniejszej średnicy zewnętrznej sprężarki na wylocie nawet do 20% [3], co prowadzi bezpośrednio do zmniejszenia masy sprężarki silnika śmigłowego i śmigłowcowego, a w przypadku silnika dwuprzepływowego dodatkowo do wzrostu ciągu czołowego. Dysponując określoną długością w kierunku osiowym, przepływającym czynnikiem można bardziej opóźnić w dyfuzorze zakrzywionym niż w układzie

wylotowym sprężarki innego typu. Dyfuzor zakrzywiony pozwala bowiem uzyskać stopień dyfuzorowości o bardzo wysokiej wartości  $\bar{F}_{5,4} \leq 7$  [3].

Pomocniczy układ współrzędnych  $x_1, y_1, z_1$  dyfuzora zakrzywionego połączono ze środkiem kanału dyfuzora rurkowego na jego wylocie (rys. 2.), oś  $y_1$  ma zaś kierunek osi symetrii tego dyfuzora. Układ współrzędnych przyjęty w taki sposób stanowi podstawę identyfikacji parametrów geometrycznych kanału dyfuzora zagiętego. Profilowanie zarysu zewnętrznego kanału przepływowego dyfuzora zakrzywionego w przekrojach pośrednich prowadzi się, mając na uwadze fakt, że pole powierzchni przekroju poprzecznego pojedynczego kanału dyfuzora zakrzywionego na wlocie  $F_{4,1}$  jest znane z obliczeń dyfuzora rurkowego, jego zarys zewnętrzny stanowi zaś okrąg o średnicy  $d_4$ . Znane jest również pole powierzchni przekroju poprzecznego pojedynczego kanału dyfuzora zakrzywionego na wylocie  $F_{5,1}$  (wzór (17)), jego zarys zewnętrzny i parametry geometryczne, tj. wartość podstawy prostokąta  $a'_5 = 2a_5$  oraz promień zaokrąglenia  $r_5$  (rys. 4.). Znajomość wartości pola powierzchni dowolnego przekroju poprzecznego pojedynczego kanału przepływowego dyfuzora zakrzywionego  $F_{i,1}$ , przy znanej wartości pól osi małej owalu:

$$b_i = \frac{h_i}{2} \quad (56)$$

gdzie wysokość kanału dyfuzora zakrzywionego w punkcie ( $i$ -i)

$$h_i = d_4 - (d_4 - h_5) \frac{l_i}{l_z} \quad (57)$$

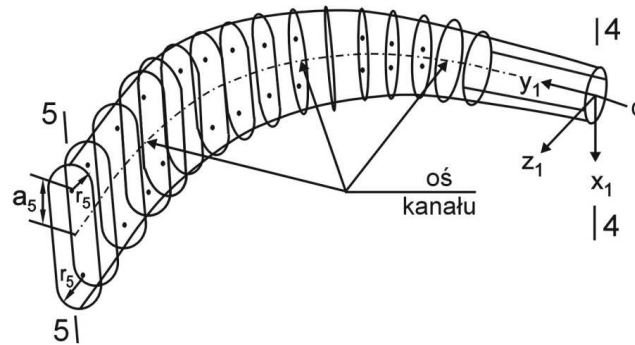
pozwała na przyjęcie wartości pól osi wielkiej owalu  $a_i$  z przedziału  $a_i \in (d_4/2, a_5)$  (rys. 9.).

Dysponowanie wartościami pól osi owalu  $a_i$  oraz  $b_i$  umożliwia wyznaczenie współrzędnych owalnego zarysu zewnętrznego kanału przepływowego dyfuzora zakrzywionego w przekrojach pośrednich według równania podanego w pracy [3]:

$$\left( \frac{x_i}{a_i} \right)^{e_n} + \left( \frac{y_i}{b_i} \right)^{e_m} = 1 \quad (58)$$

Wartości wykładników  $e_n$  i  $e_m$  przyjmuje się równe 2 dla elipsy, dla zaś owali leżących w pobliżu wylotu dyfuzora 8 (i więcej). Pola powierzchni poszczególnych owali zarysu zewnętrznego kanału przepływowego dyfuzora określa się przez planimetrywanie, a ich wartości powinny być zbliżone do wartości  $F_{i,1}$  wyznaczonych z równania ciągłości (wzór (55)). Płynność przebiegu kanału przepływowego dyfuzora zakrzywionego można sprawdzić za pomocą zinte-

growanych systemów trójwymiarowego modelowania 3D (CATIA, Unigraphics) (rys. 9.).



Rys. 9. Schemat ilustrujący sprawdzenie płynności przebiegu kanału przepływowego dyfuzora zakrzywionego, na podstawie [5]

Fig. 9. Scheme illustrating the check of smoothness of fishtail diffuser flow duct course, according to [5]

W pracy [5] przyjęto liniową zmienność pola powierzchni kanału przepływowego dyfuzora zakrzywionego:

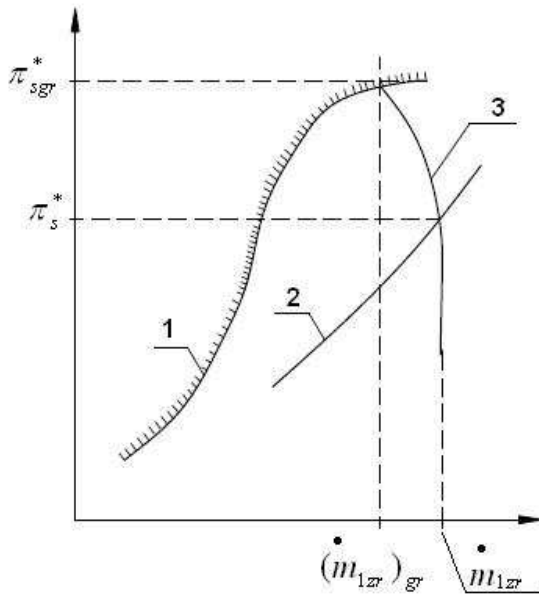
$$F_{i,1} = F_4 + (F_5 - F_4) \frac{l_i}{l} \quad (59)$$

Należy zauważyć, że pojedynczy kanał dyfuzora zakrzywionego według patentu Vransy [6] miał obrys ścianek w przekroju poprzecznym o zarysie kołowym, według zaś patentu [4] – zarys przedstawiony na rys. 1., 4. oraz 9. Skąpa liczba informacji dotyczących zagadnień obliczania parametrów i profilowania dyfuzora zakrzywionego w dostępnej literaturze przedmiotu zmusiła autora niniejszej pracy do poszukiwania własnej drogi postępowania, która daje możliwość skutecznego operowania zmianami parametrów strumienia oraz geometrycznymi kanału przepływowego z dostateczną dokładnością dla praktyki inżynierskiej.

## 6. Uwagi końcowe

Wartość sprężu zarówno sprężarki promieniowej, jak i osiowo-promieniowej  $\pi_{S0}^*$  powinna być większa od wartości sprężu sprężarki  $\pi_S^*$  zadanej w obliczeniach termo-gazodynamicznych silnika, a odpowiadającej wartości tego parametru na linii współpracy sprężarki i turbiny. W lotniczym silniku turbinowym sprężarka bezpośrednio współpracuje z zasilanym przez nią całym kanałem przepływowym silnika, stanowiącym układ dławiący (przepustnicę na

wylocie ze sprężarki). W układzie silnika wartość sprężu sprężarki  $\pi_s^*$  określa się zwykle podczas prób odbiorczych, mierząc jego wartość na linii współpracy sprężarki z napędzającą sprężarkę turbiną.



Rys. 10. Ilustracja określenia zapasu statecznej pracy sprężarki: 1 – granica pracy statecznej, 2 – linia współpracy S-TS, 3 – krzywa dławienia  $n_{S_{Zr}} = idem$

Fig. 10. Illustration of determination for surge margin compressor: 1 – surge line, 2 – working line, 3 – corrected speed of impeller  $n_{S_{Zr}} = idem$

Ilościową ocenę odległości linii współpracy S-TS od granicy statecznej pracy sprężarki (rys. 10.) umożliwia zapas statecznej pracy sprężarki, zdefiniowany wyrażeniem [8]:

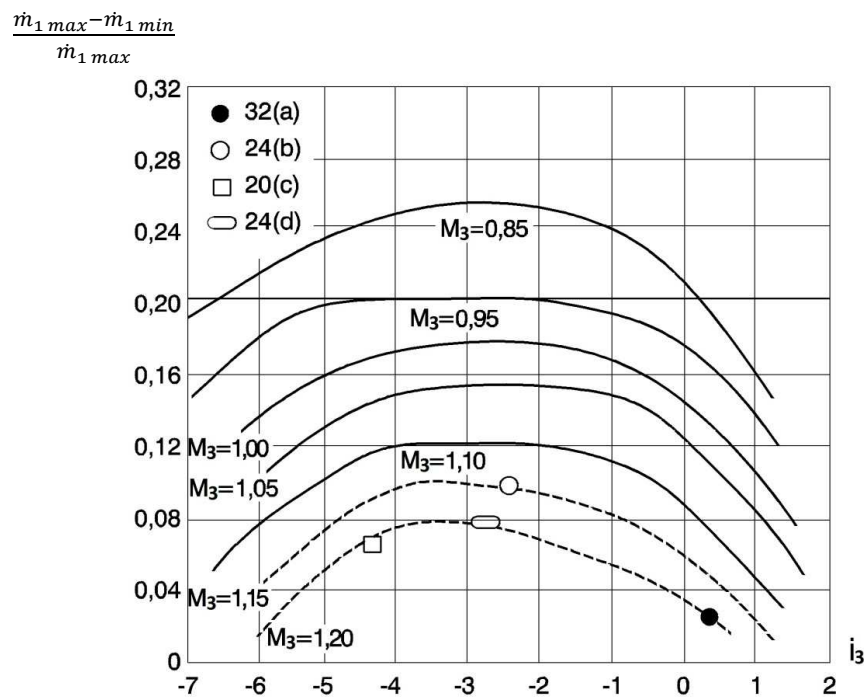
$$\Delta K_S = \frac{\pi_{S_{gr}}^*/(\dot{m}_{1zr})_{gr} - \pi_s^*/\dot{m}_{1zr}}{\pi_s^*/\dot{m}_{1zr}} \quad (60)$$

gdzie:  $\dot{m}_{1zr}$  i  $(\dot{m}_{1zr})_{gr}$  – odpowiednio zredukowany strumień masy powietrza określony na wlocie do sprężarki w punkcie współpracy i na granicy statecznej pracy przy  $n_{S_{Zr}} = idem$ ;  $\pi_s^*$  i  $\pi_{S_{gr}}^*$  – odpowiednio spręż sprężarki na linii współpracy S-TS i na granicy statecznej pracy przy  $n_{S_{Zr}} = idem$ .

W zależności od typu konstrukcyjnego sprężarki, sposobu regulacji i zastosowania silnika zapas statecznej pracy wynosi zwykle  $\Delta K_S = 0,1 \div 0,2$  dla sprężarek promieniowych oraz  $\Delta K_S = 0,15 \div 0,25$  [8] dla osiowych. Badania eksperymentalne sprężarek promieniowych z dyfuzorami rurkowymi wykazały silny wpływ liczby Macha prędkości strumienia w przekroju wejściowym, tj. gardzieli dyfuzora rurkowego  $M_3$  na przebieg krzywej dławienia sprężarki. Przebieg krzywej dławienia sprężarki promieniowej dla wybranej, obliczeniowej prędkości obrotowej charakteryzuje minimalna wartość strumienia masy powietrza w przekroju wejściowym sprężarki  $\dot{m}_{1min} = (\dot{m}_{1zr})_{gr}$ , odpowiadająca mak-



symalnej wartości jej sprężu  $\pi_{Smax}^* = \pi_{Sgr}^*$  oraz maksymalnej wartości strumienia masy powietrza w przekroju wejściowym sprężarki  $\dot{m}_{1max} = \dot{m}_{1zr}$  stanowiąca odciętą pionowego odcinka charakterystyki, którego rzędna w najwyższym punkcie odpowiada sprężowi  $\pi_s^*$  na linii współpracy S-TS. Rysunek 11. ilustruje zależność  $\frac{\dot{m}_{1max} - \dot{m}_{1min}}{\dot{m}_{1max}} = f(M_3, i_3)$  uzyskaną z rezultatu badań eksperymentalnych sprężarek odśrodkowych zawierających dyfuzory rurkowe o różnych kształtach kanałów przepływowych w przekroju poprzecznym [9].



Rys. 11. Przebiegi ilorazu  $\frac{\dot{m}_{1max} - \dot{m}_{1min}}{\dot{m}_{1max}}$  od liczby Macha  $M_3$  oraz kąta natarcia  $i_3$  w dyfuzorach rurkowych o różnych kształtach gardzieli i liczbie kanałów: a)  $z_{Dr} = 32$ , gardziel kołowa, b)  $z_{Dr} = 24$  gardziel kołowa, c)  $z_{Dr} = 20$  gardziel kwadratowa, d)  $z_{Dr} = 24$  gardziel owalno-prostokątna,  $z_{Dr}$  – liczba kanałów dyfuzora rurkowego, na podstawie [9]

Fig. 11. Courses of quotient  $\frac{\dot{m}_{1max} - \dot{m}_{1min}}{\dot{m}_{1max}}$  versus Mach number  $M_3$  and incidence angle  $i_3$  for pipe diffusers with different throat shapes and number of passages: a)  $z_{Dr} = 32$ , circular throat, b)  $z_{Dr} = 24$  circular throat, c)  $z_{Dr} = 20$  square throat, d)  $z_{Dr} = 24$  oval-rectangular throat,  $z_{Dr}$  – passage number of pipe diffuser, according to [9]

Z rysunku 11. wynika, że wraz ze wzrostem wartości liczby Macha w przekroju wyjściowym dyfuzora bezłopatkowego  $M_3$  maleje wartość parametru

$\frac{\dot{m}_{1max} - \dot{m}_{1min}}{\dot{m}_{1max}}$ , dla zaś  $M_3 = 1,2$  oraz kąta natarcia  $i_3 > 0$  krzywa dławienia przebiega niemal pionowo. Spręż obliczeniowy, na którego wartość projektuje się sprężarkę promieniową, powinien zapewniać jej pracę z zadowalającą wartością zapasu statecznej pracy. Wzór  $\pi_{Sgr}^* = \pi_{So}^*$  i relację (60) można więc zapisać w następującej postaci:

$$\Delta K_S = \frac{\pi_{So}^*/\dot{m}_{1min} - \pi_S^*/\dot{m}_{1max}}{\pi_S^*/\dot{m}_{1max}} \quad (61)$$

skąd obliczeniowa wartość sprężu sprężarki promieniowej

$$\pi_{So}^* = \frac{(1 + \Delta K_S)\pi_S^*}{1 + (\dot{m}_{1max} - \dot{m}_{1min})/\dot{m}_{1min}} \quad (62)$$

lub

$$\pi_{So}^* = \frac{(1 + \Delta K_S)\pi_S^*}{1 + \bar{m}} \quad (63)$$

gdzie

$$\bar{m} = \frac{\dot{m}_{1max} - \dot{m}_{1min}}{\dot{m}_{1min}} \quad (64)$$

W przypadku sprężarki promieniowej z dyfuzorem rurkowym znany jest przebieg ilorazu (rys. 11.):

$$\bar{m}_1 = \frac{\dot{m}_{1max} - \dot{m}_{1min}}{\dot{m}_{1max}} \quad (65)$$

Zatem po uwzględnieniu formuły (64) otrzymuje się:

$$\bar{m} \dot{m}_{1min} = \bar{m}_1 \dot{m}_{1max} \quad (66)$$

Ponieważ z relacji (65) wynika bezpośrednio

$$\dot{m}_{1min} = \dot{m}_{1max}(1 - \bar{m}_1) \quad (67)$$

po podstawieniu zależności (67) do wzoru (66) uzyskuje się:

$$\bar{m} = \frac{\bar{m}_1}{1 - \bar{m}_1} \quad (68)$$

Uwzględniając wzór (68), obliczeniową wartość sprężarki promieniowej z dyfuzorem rurkowym można wyznaczyć z formuły:

$$\pi_{So}^* = (1 + \Delta K_S)\pi_S^*(1 - \bar{m}_1) \quad (69)$$

Ze wzoru (69) jest wyznaczana obliczeniowa wartość sprężu sprężarki promieniowej z dyfuzorem rurkowym po przyjęciu wartości jej zapasu statecznej pracy  $\Delta K_S$ . Z obliczeń dyfuzora bezłopatkowego są znane parametry strumienia w jego przekroju wyjściowym (3-3), tj. wartość liczby Macha prędkości bezwzględnej  $C_3 - M_3$  oraz kąt kierunkowy tej prędkości  $\alpha_3$ . Niezbędną do określenia wartości parametru  $\bar{m}_1$  (rys. 11.) wartość kąta natarcia  $i_3$  wyznacza się według formuły (9):

$$i_3 = \alpha_{3K} - \alpha_3 \quad (70)$$

gdzie kąt konstrukcyjny określa relacja [10]

$$\alpha_{3K} = \arccos \frac{R_2}{R_3} \quad (71)$$

Sprężarka osiowo-odśrodkowa jest najkorzystniejszym wariantem dla silników turbinowych o małych strumieniach masy powietrza  $\dot{m} = 2 \div 6$  kg/s i umiarkowanych sprężach  $6 \leq \pi_S^* \leq 12$ . W sprężarce osiowej dla tych wydatków i spręży łopatki końcowych stopni są zbyt krótkie, co wpływa ujemnie na wartość jej sprawności izentropowej. Szczegółową procedurę podziału sprężu sprężarki osiowo-promieniowej –  $\pi_S^*$  pomiędzy część osiową –  $\pi_{SA}^*$  i odśrodkową –  $\pi_{SR}^*$  podano w pracy [11]. Ponieważ spręż sprężarki osiowo-promieniowej jest iloczynem spręży jej części składowych:

$$\pi_S^* = \pi_{SA}^* \pi_{SR}^* \quad (72)$$

Zatem obliczeniową wartość sprężu sprężarki osiowo-promieniowej określa relacja:

$$\pi_{So}^* = (\pi_{SA}^*)_0 * (\pi_{SR}^*)_0 \quad (73)$$

gdzie obliczeniowa wartość sprężu części osiowej sprężarki jest wyznaczana analogicznie do sprężarki osiowej.

$$(\pi_{SA}^*)_0 = \pi_{SA}^* \left( 1 + \frac{\pi_{SA}^*}{100} \right) \quad (74)$$

Obliczeniową wartość sprężu części promieniowej sprężarki osiowo-odśrodkowej  $(\pi_{SR}^*)_0$  wyznacza się z formuły (69).

Obliczenia układu wylotowego, a zarazem obliczenia przepływowe sprężarki promieniowej lub osiowo-promieniowej można uważać za poprawne, jeśli w rezultacie obliczeń uzyskano rzeczywistą wartość sprężu obliczeniowego sprężarki, definiowanego jako stosunek ciśnienia spiętrzenia w przekroju wyjściowym układu wylotowego –  $p_{wy}^*$  do ciśnienia spiętrzenia w przekroju wejściowym sprężarki –  $p_1^*$ :

$$(\pi_{S0}^*)_{rz} = \frac{p_{wyl}^*}{p_1^*} \quad (75)$$

zbliżoną do wartości teoretycznej (wzór (69) lub (73)). Zaleca się, aby błąd względny wartości wymienionych spręży nie przekraczał dla projektu wstępnego 1% [12], dla zaś projektu koncepcyjnego 5% [13]. Jeżeli błąd względny rzeczywistej wartości sprężu obliczeniowego (wzór (75)) oraz wartości teoretycznej przyjętej na początku obliczeń przepływowych sprężarki (formuła (69) lub (73)) przekracza wartość dopuszczalną, wówczas obliczenia sprężarki należy powtórzyć, przyjmując inną wartość sprawności hydraulicznej – mniejszą przy  $(\pi_{S0}^*)_{rz} < \pi_{S0}^*$  i większą przy  $(\pi_{S0}^*)_{rz} > \pi_{S0}^*$ .

Należy także zauważyć, że dopiero dysponowanie charakterystyką eksperymentalną (uniwersalną) sprężarki umożliwia projektantowi sprawdzenie wartości zapasu statecznej pracy sprężarki dla zakresu obliczeniowego (np. startowego), którego współrzędne w punkcie współpracy (rys. 10.) określają wartość zredukowanego strumienia masy powietrza na wlocie do sprężarki  $\dot{m}_{1zr}$  oraz spręż sprężarki  $\pi_s^*$ , określone na linii współpracy sprężarki S-TS. Według autorów pracy [14] praktyka projektowa w Anglii dopuszcza dodatkowe kryterium stosunku wartości strumienia masy powietrza w punkcie współpracy, a mianowicie  $\dot{m}_{1zr}/\dot{m}_{1max} \approx 0,92$  dla sprężarek promieniowych z dyfuzorem łopatkowym, natomiast w Stanach Zjednoczonych dla sprężarek promieniowych (z dyfuzorami promieniowymi wszystkich typów) zaleca się spełnienie relacji przybliżonej  $\dot{m}_{1zr}/\dot{m}_{1max} \approx 0,98$ .

## Literatura

- [1] Kenny D.P.: A novel low-cost diffuser for high-performance centrifugal compressors. Trans. ASME, J. Eng Power, 1 (1969), 37-47.
- [2] Antas S., Lesikiewicz A.: Teoria silników przepływowych. Funkcje gazodynamiczne. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1987.
- [3] Blair L.W., Russo C.J.: Compact diffusers for centrifugal compressors. Journal of Aircraft, 19 (1982), 46-51.
- [4] Jarosz S., Kenny D.P., Vrana J.C.: Maszyna przepływowa odśrodkowa, zwłaszcza sprężarka odśrodkowa. Urząd Patentowy PRL. Opis patentowy nr 71428, 1974.
- [5] Yaras M.I., Orsi P.: Measurements of the transient velocity field in a strongly curved diffusing bend with periodic inflow unsteadiness. Experiments Fluids, 36 (2003), 363-372.
- [6] Vrana J.C.: Diffuser for centrifugal compressor. United States Patent No. 3333762, August 1967.
- [7] Tuliszka E.: Sprężarki, dmuchawy i wentylatory. WNT, Warszawa 1976.
- [8] Antas S.: Ocena wpływu wybranych metod modyfikacji maszyn wirnikowych turbiniowych silników śmigłowych i śmigłowcowych na zapas statecznej pracy sprężarki. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2006.

- [9] Reves G.B.: Design and performance of selected pipe-type diffusers. ASME Paper No. 77-GT-104, 1977.
- [10] Antas S.: Dyfuzor rurkowy sprężarki promieniowej. J. Aeronautica Integra 1/2012 (11), 3-9.
- [11] Antas S., Wolański P.: Obliczenia termo-gazodynamiczne lotniczych silników turbinowych. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1989.
- [12] Bielousow A.N., Musatkin N.F., Radko W.M.: Teorija i rasczot awiacyonych łopatočných maszyn. Samarskij Gosudarstwiennyj Aerokosmiceskij Institut, Samara 2003.
- [13] Dzierżanowski P. i in.: Konstrukcja silników lotniczych. Wydaw. WAT, Warszawa 1972.
- [14] Bennet I., Tourlidakis A., Elder R.L.: The design and analysis of pipe diffusers for centrifugal compressors. J. Power Energy, 214 (2000), 87-96.

## 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 diameter 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.*

Anna BAZAN<sup>1</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

### 1. Introduction

During processes of sheet metal forming with the help of rigid tools a meaningful influence on frictional resistance have macro- and microgeometry of contact surfaces. Moreover, resistance to friction depends on physical and chemical factors acting on the contact surface, dynamics of load, temperature [1-4] and directionality of sheet surface topography [5]. In majority of sheet metal forming processes existence of frictional resistance is undesirable phe-

---

<sup>1</sup> Anna Bazan, Rzeszow University of Technology, 2 W. Pola St., e-mail: 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: totr@prz.edu.pl

nomenon and case: strain non-uniformity especially in thin-walled drawpieces, increasing of forming forces, decreasing of tool life and quality of product conformance. A huge number of friction tests for simulation of friction conditions in different regions of formed drawpiece was developed and tested [2, 4, 6].

During sheet metal forming initially there is only a local contact of peaks of roughness so a real area of the contact is slide. Under the influence of pressure force the peaks of roughness was deformed and came into existence contact surface is sufficient to load transfer. In the recent research [7, 8] it was found that dependence between the friction coefficient value and normal pressure is nonlinear. Microgeometry of the contact characterized by 2D and 3D roughness parameters has essential influence on nature of tribological phenomena in the contact zone and the friction force value. In the deep drawing process the strip drawing test simulating the friction phenomenon existed between a punch and a wall of the drawpiece. During the friction test a sheet strip was pulled between two rollers. The parameters influencing on change of frictional resistance during the strip drawing test are clamping force of the rollers, lubrication conditions, pulling speed and surface roughness of the rollers. The strip drawing friction test was proposed by Weinmann et al. [9], in such fixture the flow of metal around the punch corner was reproduced stretching a metal strip around two fixed rollers and monitoring and recording the strains in the wall portions and in the bottom portion of the specimens. Such data were utilized to calculate the corresponding tension values and from these the friction coefficients were determined. Many researchers have used the strip-drawing friction test and showed that friction strongly influences the formability in various regions of the formed drawpiece. An original multi-pass strip drawing test in cylinder/sheet/cylinder contact geometry is presented and we emphasize the influence of certain factors rarely taken into account in the experimental simulation. A small friction coefficient does not always lead to lower tribological loads [10]. Choudhury et al. [11] has observed that, with the increase of friction coefficient the blank holder force decreases. Costa and Hutchings [12] strip-drawing test were used to investigate the effect of surface texturing in tribological applications involving mixed lubrication and plastic deformation.

## 2. Experimental procedure

The friction tests were carried out using the strip drawing test using a special device [8] mounted in tensile machine. Samples were prepared as a strip having 20 mm width and about 200 mm length, cut along transverse direction of the sheet. The strip was clamped with specified force between two cylindrical rolls with a diameter of 20 mm made of cold-work tool steel NC6. The low-carbon deep drawing quality (DDQ) steel was selected as a testing material. Spatial surface roughness parameters (Table 1) were measured using the measurement system Alicona InfiniteFocus. The measured area is then 1.4301 x

1.0849 mm<sup>2</sup> with point size 438 x 438 nm<sup>2</sup> and a polynomial fit of the measured area.

Table 1. The surface roughness parameters of the tested sheets

| Material | Arithmetical mean height of the surface $Sa$ [ $\mu\text{m}$ ] | Root mean square height of the surface $Sq$ [ $\mu\text{m}$ ] | Root mean square gradient of the surface $Sdq$ [ $\mu\text{m}/\mu\text{m}$ ] | Surface bearing index $Sbi$ | Valley fluid retention index $Svi$ | Skewness of surface height distribution $Ssk$ | Kurtosis of surface height distribution $Sku$ |
|----------|--|---|--|-----------------------------|------------------------------------|---|---|
| DDQ      | 1.79   | 2.21  | 0.133  | 0.246                       | 0.109                              | 0.0286  | 2.82  |

Various tribological conditions were obtained by using rollers with different values of surface roughness parameters  $Ra$  defined as  $Ra^w$ : 0.63, 1.25 and 2.5  $\mu\text{m}$ . These parameters were measured along generating line of rollers. The topography of rollers has been shown in Fig. 1. Analysis of surface topography of tested sheets for different rollers allows observing visible directionality of geometrical structure of surface. Values of both forces, the clamping force  $F_C$  and the pulling force  $F_p$ , were constantly recorded using electric resistance strain gauge technique, 8-channel universal amplifier of HBM's QuantumX data acquisition system and computer PC.

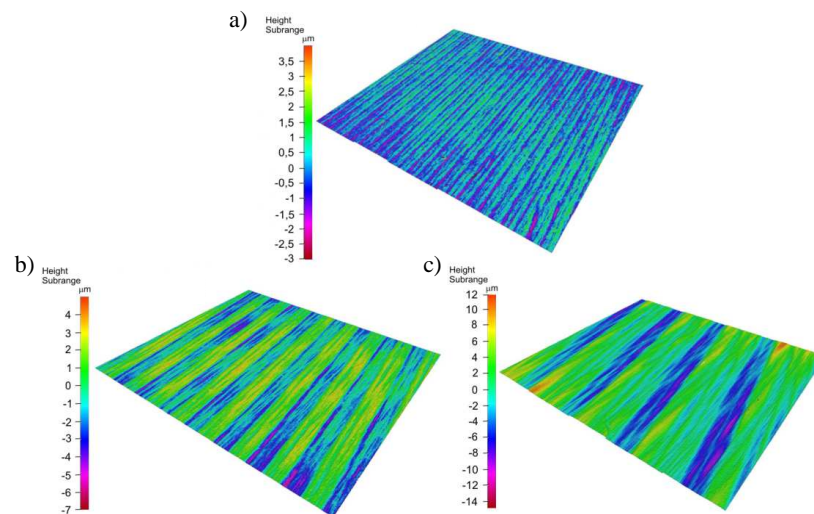


Fig. 1. Views of surface of rollers with value of  $Ra$  parameter equals: a) 0.63  $\mu\text{m}$ , b) 1.25  $\mu\text{m}$ , c) and 2.5  $\mu\text{m}$ ; measured area: 3.2228 x 2.816 mm



The value of clamping force is changed simultaneously during the test in the range of 0.25÷2 kN. The range of clamping force variation was assumed based on the adequacy principle to real conditions of deep drawing. The Hertz's contact pressure during strip-drawing test may be determined by using following equation:

$$p_H = \sqrt{\frac{0.418^2 F_C E}{bR}} \quad (1)$$

where:  $F_N$  – clamping force of rollers,  $F_C = 0.25\div 2$  kN,  
 $E$  – Young's modulus of sheet material, for low-carbon steel it was assumed  $E = 205$  GPa [13],  
 $b$  – width of sheet strip,  $b = 20$  mm,  
 $R$  – roller diameter,  $R = 10$  mm.

In processes of sheet metal forming of drawpieces with complex geometry in different parts of formed element exists extremely various values of normal pressure which significantly change the contact conditions. Values of Hertz's contact pressure related to assumed range of clamping force value are equal about 210÷600 MPa. The maximum of contact pressure is related to contact pressure values existed during deep drawing [14]. To realize various friction conditions both rollers and specimens were degreased by using acetone for dry conditions, and for oil conditions the LAN-46 oil was used. The mean value of the friction coefficient is determined according to Eq. (2) for the stabilized range of values of  $F_P$  and  $F_C$ :

$$\mu = \frac{F_P}{2 \cdot F_C} \quad (2)$$

where:  $F_P$  – pulling force,  
 $F_C$  – clamping force.

### 3. Results and discussion

The influence of different friction conditions on change of surface parameters value of tested sheets has been determined. The general relationship was the decrease of the friction coefficient value as the clamping force value increases for both dry and oil conditions (Fig. 2). It can be explained by the fact that after exceed a certain value of normal pressure the relationship between the friction force and pressure force is nonlinear. Consequently the friction coefficient value is not constant and changes as the pressure force increases. As the  $Ra$  parameter of rollers surface increases the coefficient of friction also increases for both analyzed friction conditions. The variation of value of friction coefficient determi-

ned in dry friction conditions versus determined in oil conditions for all clamping forces has been shown in Fig. 3. For all applied clamping forces and all rollers the percentage of reduction of friction coefficient value in oil conditions is similar. It was found, that relationship between values of friction coefficient determined in dry and oil conditions is approximately linear. The coefficient of determination  $R^2$  was equal about 0.93.

Variation of contact conditions determines the variation of surface topography of the sample (Table 2). Topographical analysis of samples was carried out by using optical 3D surface measurement systems Alicona Infinite-Focus. Measurements of surface roughness were carried out for samples tested in *dry* and *oil* conditions for clamping force of 0.8 kN and using all rollers. The measurements of functional parameters of surface microgeometry after strip drawing tests do not give unequivocal response how the change of friction conditions influences on variation of surface topography of sheets.

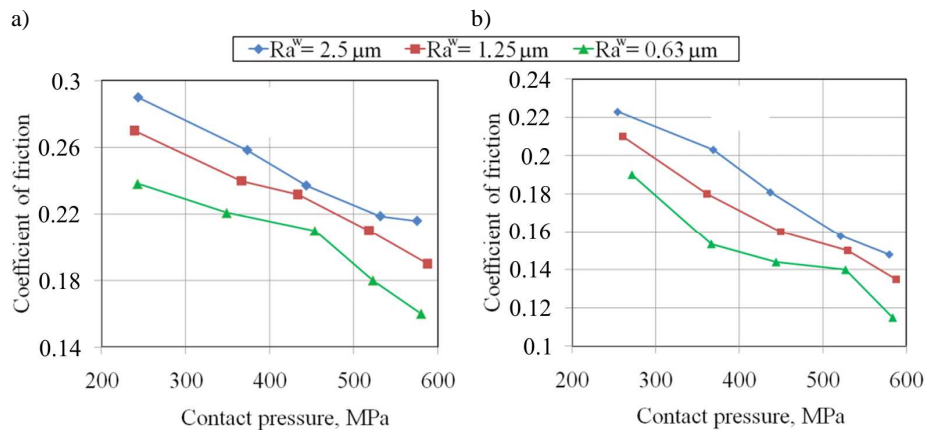


Fig. 2. Value of the friction coefficient versus value of contact pressure in *dry* (a) and *oil* (b) conditions

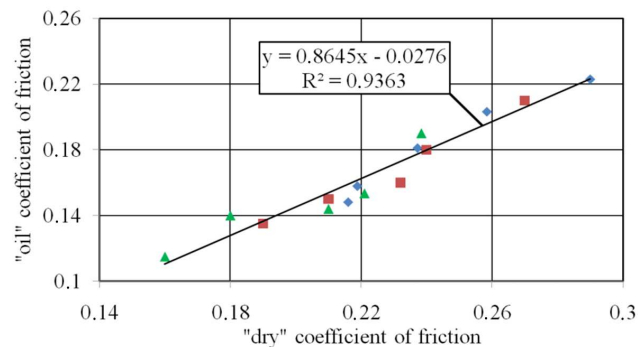


Fig. 3. Value of the friction coefficient determined in *dry* friction conditions versus determined in *oil* conditions

Table 2. Surface roughness parameters of the DDQ sheets after friction tests

| $Ra^w$ of rollers<br>[ $\mu\text{m}$ ] | Friction<br>conditions | $Sa$<br>[ $\mu\text{m}$ ] | $Sq$<br>[ $\mu\text{m}$ ] | $Sdq$<br>[ $\mu\text{m}/\mu\text{m}$ ] | $Sbi$ | $Svi$ | $Ssk$   | $Sku$ |
|--|------------------------|---------------------------|---------------------------|--|-------|-------|---------|-------|
| 0.63                                   | oil                    | 1.29                      | 1.56                      | 0.085                                  | 0.814 | 0.092 | 0.0134  | 2.29  |
|  | dry                    | 1.12                      | 1.40                      | 0.087                                  | 0.866 | 0.107 | -0.1981 | 2.38  |
| 1.25                                   | oil                    | 1.59                      | 1.94                      | 0.081                                  | 0.420 | 0.104 | 0.0113  | 2.37  |
|  | dry                    | 1.32                      | 1.56                      | 0.092                                  | 0.403 | 0.095 | -0.1722 | 2.45  |
| 2.5                                    | oil                    | 1.98                      | 2.44                      | 0.123                                  | 0.583 | 0.1   | -0.0025 | 2.39  |
|  | dry                    | 1.89                      | 3.32                      | 0.112                                  | 0.439 | 0.097 | -0.0892 | 2.62  |

For  $Ra$  of rollers equals to 0.63 and 1.25  $\mu\text{m}$  the friction process causes the decrease of value of amplitude parameters  $Sa$  and  $Sq$ . For the highest roughness of rollers  $Ra = 2.5 \mu\text{m}$  the increase of amplitude parameters was observed. Lubrication in a lesser degree influences on decreasing of these parameters. It is connected with smoothing of sheet surface as a result of plastic squeezing of asperities of surface roughness. Furthermore, the suitable surface topography determines occurring oil pockets that influence on the decreasing of frictional resistance by producing oil cushion [15]. The oil pockets perform a role of oil reservoir and cause the decrease of the coefficient of friction. This leads to significant elimination of friction-welded connections and consequently decreasing of frictional resistance more than in dry friction conditions. The friction process accompanied decreasing of a value of both  $Sdq$  and  $Svi$  parameters. For both friction conditions occurs the increase of initial value of  $Sbi$  parameter value. Topography of sheet before the friction tests has been shown in Fig. 4.

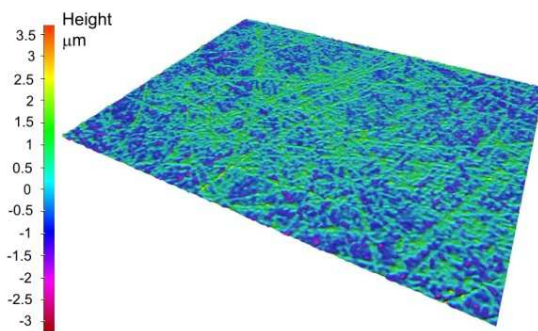


Fig. 4. Surface topography of DDQ sheet surface before friction test; area 1.4301 x 1.0849 mm<sup>2</sup>

The shape of the contact area and surface roughness of contact bodies' influence on the type of the contact and stress state in the surface layer and also on the value of tangential force necessary to overcome the resistance to friction. Deformation occurs in the regions of contact spots, establishing stresses that oppose the applied load. The real area of the contact constitutes the sum of the

areas of all contact spots. The real area of the contact is a function of the surface topography, material properties and loading conditions. For most contact metallic surfaces the real area of contact is a small fraction of the apparent area of the contact. The change of real area of the contact allows to ceaseless change of the contact area. As the total load increases the contacting surfaces bring closer together and the number of asperity contacts increases. The number of contact spots is roughly proportional to the load, and the fraction of the load carried by elastic contacts will not change – even though the original elastic contacts have become plastic. The estimation of surface roughness change is carried out for DDQ steel sheet. The tested samples were cut from the same fragment of the sheet. The friction tests were carried out for three arithmetic averages of rollers  $Ra^w$  (Table 3) in dry friction conditions.

Table 3. The results of sheet strip drawing test

| Contact pressure [MPa] | $Ra^w$ [ $\mu\text{m}$ ] | Friction coefficient |
|------------------------|--------------------------|----------------------|
| 240                    | 0.63                     | 0.231                |
|                        | 1.25                     | 0.273                |
|                        | 2.5                      | 0.291                |
| 360                    | 0.63                     | 0.223                |
|                        | 1.25                     | 0.262                |
|                        | 2.5                      | 0.275                |

The surface profiles of the sheets after friction tests carried out at normal pressures of rollers equals 240 MPa and 360 MPa they are presented in Figs. 5 and 6. In case of  $Ra^w = 0.63 \mu\text{m}$  the dominating phenomenon during friction process was smoothing of surface asperities. For both contact pressures of rollers the initial profile height was similar. The increase of arithmetic average  $Ra^w$  value causes ridging of the sheet surface. However, for contact pressure of rollers 360 MPa during the increase of arithmetic average  $Ra^w$  from  $1.25 \mu\text{m}$  to  $2.5 \mu\text{m}$  the increase of resistance to friction causing ringing process was not observed (Table 3). This may be explained by the fact that the increase of  $Ra^w$  complies with ridging process is balanced by decreasing of the real contact area.

The comparative analysis of surface profiles after friction testing with reference object has been performed by using Alicona InfiniteFocus optical 3D micro coordinate measurement system. The reference object was the original surface profile of the sheets before friction testing. It was assumed that the surface profile of the sheet before friction testing is representative for sheet surface.

The results of comparative analysis of sheet surface before and after friction tests are presented in Table 4. In all analyzed cases the friction process causes decreasing of surface roughness. In case of rollers with surface roughness  $Ra^w = 0.63 \mu\text{m}$  and  $Ra^w = 1.25 \mu\text{m}$  the largest volume roughness variation was

above the reference surface (roughness smoothing). For rollers surface  $Ra^w = 2.5 \mu\text{m}$  the highest deviation of the tested surface in respect of the reference surface exists below the reference surface, which is caused by interaction of high surface roughness of rollers. The increase of  $Ra^w$  parameter value causes the increase of tool roughness penetration into the sheet surface. Consequently, the minimal and maximal deviation of the tested surface from the reference surface increased.

Many researches use standard 2D (3D) surface parameters  $Ra$  ( $Sa$ ),  $Rq$  ( $Sq$ ) to describe the surface topography. In analysis of the influence of surface roughness parameters on the friction the  $Rsk$  and  $Rku$  parameters provide a better knowledge about topography than  $Ra$  ( $Sa$ ) and  $Rq$  ( $Sq$ ) [16]. Parameter  $Ra$  ( $Sa$ ) does not describe contact surfaces entirely, since a completely different surface can have similar or even identical value of average surface roughness, and vice versa. The value of both  $Ssk$  and  $Sku$  parameters after the friction tests carried out using all rollers becomes smaller (Fig. 7). The friction process under *dry* conditions causes the decrease of the value of  $Ssk$  parameter. In *oil* conditions decreasing of  $Ssk$  parameter value was lesser than in *dry* conditions. Friction processes carried out in both *dry* and *oil* conditions cause decreasing of kurthosis  $Sku$  parameter, but in case of *oil* conditions the reduction of  $Sku$  value is higher.

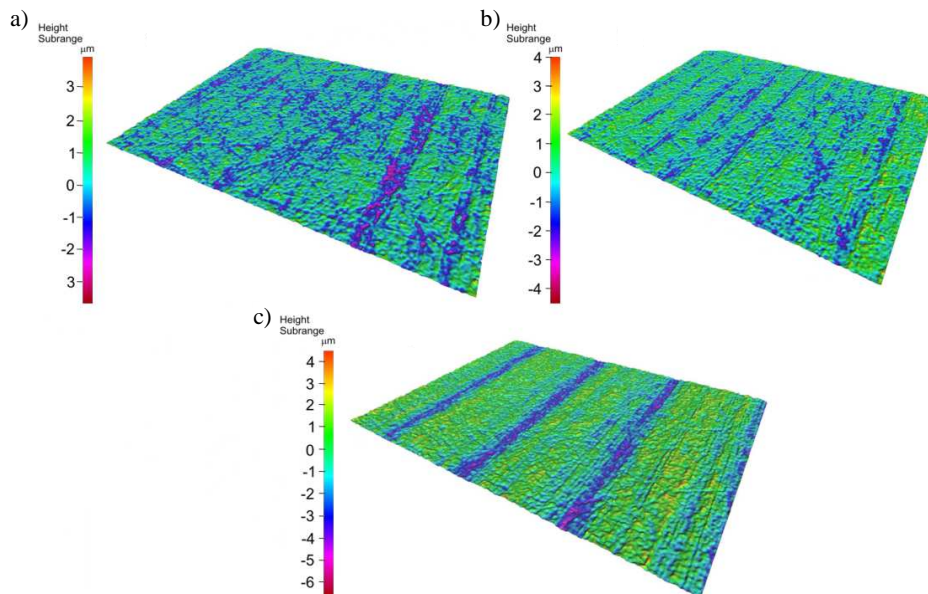


Fig. 5. Change of surface topography of DDQ steel sheet tested under rollers pressure equals 240 MPa and for: a)  $Ra^w = 0.63 \mu\text{m}$ , b)  $Ra^w = 1.25 \mu\text{m}$ , c)  $Ra^w = 2.5 \mu\text{m}$

a)

b)

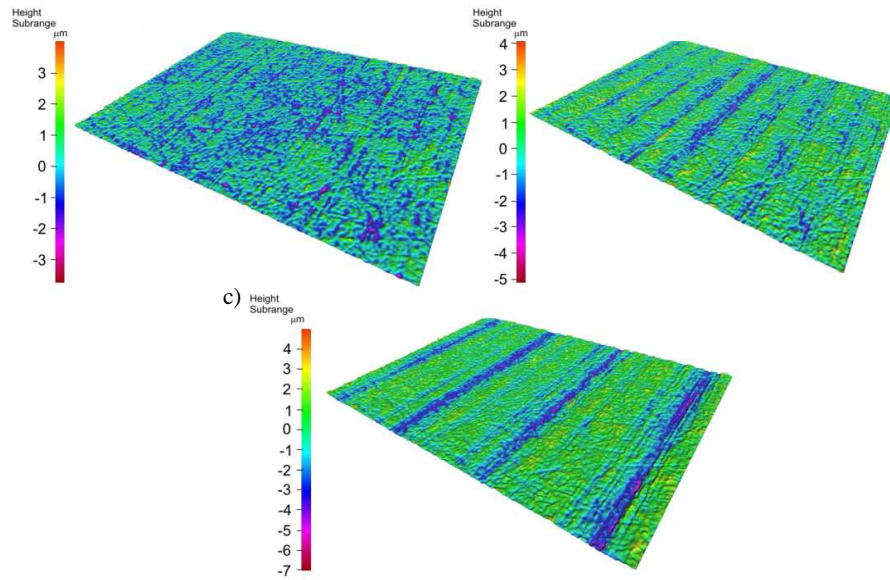


Fig. 6. Change of surface topography of DDQ steel sheet tested under rollers pressure equals 360 MPa and for: a)  $Ra^w = 0.63 \mu\text{m}$ , b)  $Ra^w = 1.25 \mu\text{m}$ , c)  $Ra^w = 2.5 \mu\text{m}$

Table 4. Results of comparative analysis of surfaces before and after friction process

| Contact pressure [MPa] | $Ra$ of rolls $Ra^w$ [ $\mu\text{m}$ ] | Surface deviation after friction process from reference surface [ $\mu\text{m}$ ] |        |         | Volume change in relation to reference surface [ $\mu\text{m}^3$ ] |        |
|------------------------|--|---|--------|---------|--|--------|
|                        |  | min   | max    | mean    | above  | below  |
| 240                    | 0.63                                   | -3.687  | 5.2309 | -0.0153 | 127783   | 113020 |
|                        | 1.25                                   | -5.5176   | 4.009  | -0.0309 | 144368   | 121157 |
|                        | 2.5                                    | -6.6996   | 4.4872 | -0.2787 | 153700   | 248358 |
| 360                    | 0.63                                   | -3.7411   | 5.4508 | -0.0064 | 129493   | 104458 |
|                        | 1.25                                   | -5.122  | 4.0808 | -0.024  | 155633   | 135419 |
|                        | 2.5                                    | -11.705   | 6.1676 | -0.3285 | 165294   | 240747 |

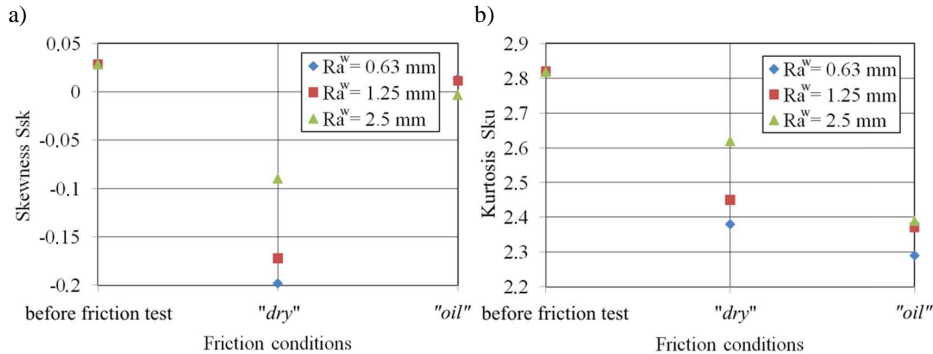


Fig. 7. Value of skewness  $Ssk$  (a) and kurtosis  $Sku$  (b) parameters versus friction conditions for rollers  $Ra = 0.63 \mu m$

#### 4. Conclusions

The article deals with problems related to analysis of the friction coefficient value determined in a strip-drawing test. The value of the friction coefficient decreases with increasing of the clamping force of rollers. It can be explained by nonlinear dependence between friction force and pressure force. Consequently the value of the coefficient of friction is not constant and changes with the increase of the pressure force. Achieved results may be summarized as follows. Variation of contact conditions determines the variation of surface topography of the sheet. For  $Ra$  of rollers equals to  $0.63 \mu m$  and  $1.25 \mu m$  friction process causes decreasing of the value of amplitude parameters  $Sa$  and  $Sq$ . For the highest roughness of rollers  $Ra = 2.5 \mu m$  the increase of amplitude parameters was observed. The friction process accompanied decreasing of value of both  $Sdq$  and  $Svi$  parameters. For both friction conditions occurs the increase of initial value of  $Sbi$  parameter value. Analysis of surface topography of tested sheets for different rollers visibly exhibits directionality of geometrical structure of surface. The value of both  $Ssk$  and  $Sku$  parameters after the friction tests carried out using all rollers becomes smaller. The friction process under *oil* conditions causes smaller decrease of value of  $Ssk$  parameter than for dry friction conditions. In *oil* conditions the decrease of  $Sku$  parameter value was greater than in *dry* friction conditions.

#### References

- [1] Totten G.E.: Handbook of lubrication and tribology. Vol. I: Application and maintenance, 2nd ed. CRC Press, New York 2006.
- [2] Firat M., Cicek O.: A FE technique to improve the accuracy of drawbead models and verification with channel drawing experiments of a high-strength steel. Int. J. Adv. Manuf. Technol., 55 (2011), 107-119.

- [3] Evin E., Tomáš M., Semjon V.: Study of Fe-Zn coated steel sheets tribological characteristics. *Tribologia*, 44 (2013), 35-46.
- [4] Evin E., Kollárová M.: Tribologické vlastnosti pozinkovaných plecov pre karosérie áut. *Chem. Listy*, 105 (2011), 465-467.
- [5] Stachowicz F., Trzepieciński T.: ANN application for determination of frictional characteristics of brass sheet metal. *J. Artif. Intell.*, 2 (2004), 81-90.
- [6] Kowalik M., Trzepieciński T.: Experimental and numerical study of friction in sheet metal forming processes. *Adv. Sci. Lett.*, 19 (2013), 338-341.
- [7] Trzepieciński T., Lemu H.G.: Application of genetic algorithms to optimize neural networks for selected tribological tests. *J. Mech. Eng. Autom.*, 2 (2012), 69-76.
- [8] Trzepieciński T.: Analysis of the friction influence on the change of surface topography in strip drawing test. *Tribologia*, 44 (2013), 125-134.
- [9] Weinmann K.J., Bhonsle S.R., Gerstenberger J.: On the determination of the coefficient of friction and the friction factor by the strip-tension friction test. *CIRP Ann. – Manuf. Technol.*, 39 (1990), 263-266.
- [10] Hortig D., Schmoeckel D.: Analysis of local loads on the draw die profile with regard to wear using the FEM and experimental investigations. *J. Mat. Proc. Technol.*, 115 (2001), 153-158.
- [11] Choudhury I.A., Lai O.H., Wong L.T.: PAM-STAMP in the simulation of stamping process of an automobile component. *Simul. Model. Pract. Theory*, 14 (2006), 71-81.
- [12] Costa H.L., Hutchings I.M.: Effects of die surface patterning on lubrication in strip drawing. *J. Mat. Proc. Technol.*, 209 (2009), 1175-1180.
- [13] Kowalewski P.: Numeryczna analiza rozkładów nacisku występujących w standardowych węzłach tribologicznych. *Tribologia*, 41 (2010), 39-47.
- [14] Czupryk W., Krawiec M.: Wpływ nacisku i prędkości poślizgu na opory tarcia przy smarowaniu smarami plastycznymi w procesie tłoczenia blach. *Tribologia*, 39 (2008), 127-135.
- [15] Wihlborg A., Craford R.: Steel sheet surface topography and its influence on friction in a bending under tension friction test. *Int. J. Mach. Tools Manuf.*, 41 (2001), 1953-1959.
- [16] Sedláček M., Vilhena L.M.S., Podgornik B., Vižintin J.: Surface topography modelling for reduced friction. *Stroj. Vestn. – J. Mech. Eng.*, 57 (2011), 674-680.

## **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.*

Tomasz BINKOWSKI<sup>1</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

### 1. Wprowadzenie

Sieci prądu przemiennego (AC) podwyższonej częstotliwości w przedziale 400÷600 Hz są stosowane w obiektach uzbrojenia, lotnictwa i marynarki. Na ogół systemy są uzupełniane sieciami prądu stałego (DC) z napięciami o różnych wartościach, dopasowanych do odbiorników pracujących na pokładach. Obecny stan techniki, a zwłaszcza elektroniki i energoelektroniki pozwala na

---

<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

<sup>2</sup> Kazimierz Buczek, kbuczek@prz.edu.pl

<sup>3</sup> Wiesława Malska, wmalaska@prz.edu.pl

<sup>4</sup> Dariusz Sobczyński, dsobczyn@prz.edu.pl

zmniejszenie liczby systemów elektroenergetycznych do jednego systemu – do sieci AC, pozostawiając awaryjne źródła zrealizowane z wykorzystaniem baterii akumulatorów. Współczesne układy energoelektroniczne z powodzeniem umożliwiają budowę przekształtników dopasowujących jedną sieć prądu przemiennego do wszystkich odbiorników niezależnie od wartości i rodzaju napięcia (AC i DC). Problem stworzenia jednolitego systemu elektroenergetycznego i wprowadzenia przekształtników półprzewodnikowych wymaga jednak badań dotyczących uzyskiwania w systemie odpowiednich wartości współczynnika mocy (PF) i kształtu sygnałów (THD). Współczynnik mocy jest bowiem elementem efektów ekonomicznych, a kształt sygnałów elementem zachowania kompatybilności elektromagnetycznej [1, 2].

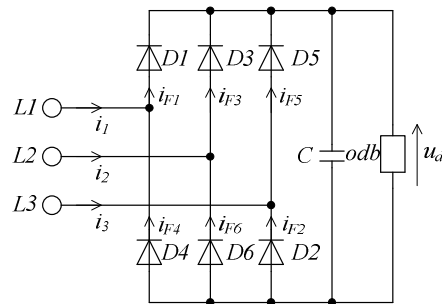
## 2. Możliwości rozwiązania problemu

Typowym rozwiązaniem sieci elektroenergetycznej w lotnictwie i obiektach uzbrojenia jest sieć zawierająca generator podwyższonej częstotliwości (400 Hz) napięcia przemiennego, generator lub generatory napięcia stałego, akumulator jako źródło rezerwowe (zasobnik energii). Wartości znamionowe napięć wymienionych źródeł (skuteczna AC i średnia DC) zawierają się na ogół w granicach do wartości napięcia znamionowego generatora AC, czyli  $U_{NAC}$  (najczęściej  $U_{NAC} = 400$  V) [3, 4]. Przekształcanie energii AC podwyższonej częstotliwości na napięcie stałe rozpoczyna się przez zastosowanie prostownika. Wartość średnia napięcia wyprostowanego, jaką można uzyskać w układzie trójfazowym dwukierunkowym (mostkowym) z filtrem pojemnościowym z kondensatorem o bardzo dużej pojemności, to wartość amplitudy napięcia międzyfazowego pomniejszona o spadki napięć na diodach, a także o  $1/2$  amplitudy pulsacji napięcia wyjściowego [3, 4].

$$U_{d0} \approx \sqrt{2}U_{NAC} \quad (1)$$

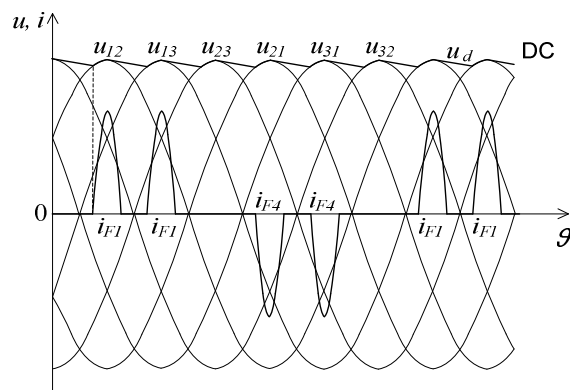
Zastosowanie filtru pojemnościowego z kondensatorem o bardzo dużej pojemności na wyjściu prostownika wywołuje przebieg impulsowy prądu z sieci zasilającej, a więc generację wyższych harmonicznych nieparzystych (harmoniczna podstawowa ma częstotliwość 400 Hz) (rys. 1., 2.). W rzeczywistych warunkach wartość średnia tego napięcia wyprostowanego jest mniejsza o spadek napięcia na przewodzących przyrządach półprzewodnikowych (diodach). Spadek stanowi ułamek procenta i w analizach obliczeniowych przeważnie się go pomija. Wartość ta jest także mniejsza z powodu występujących tętnień napięcia wyjściowego, wywołanych impulsowym ładowaniem i rozładowaniem kondensatora wyjściowego. Dla stanu jałowego przy napięciu zasilania (wartość skuteczna)  $U_{NAC} = 400$  V napięcie wyprostowane układu wynosi  $U_{d0} = 540$  V. Napięcie 540 V jest na ogół znacznie większe od napięć znamionowych odbiorników, powinno zatem być zredukowane (obniżane) za pomocą impulsowych

przekształtników napięcia stałego DC/DC typu buck. W systemach elektroenergetycznych uzbrojenia i lotnictwa mogą pracować odbiorniki DC o różnych napięciach. Zasilanie tych odbiorników jest możliwe także przez prostowniki sterowane bezpośrednio z sieci prądu przemiennego AC. W tym przypadku w zależności od mocy można zastosować prostowniki zarówno jedno-, jak i trójfazowe. Jednak optymalne wydaje się zastosowanie prostownika tyrystorowego mostkowego 6T lub tyrystorowo-diodowego 3T-3D. Należy wziąć pod uwagę występowanie w prostownikach zasilanych z sieci 400 Hz zwiększonych spadków napięcia na wyjściu w związku z procesem komutacji (większa reaktancja komutacyjna) oraz odkształcenie prądu sieci płynącego do prostownika. Niezależnie systemy te posiadają zasobniki (magazyny) energii DC – akumulatory. Rozwiązanie systemu elektroenergetycznego 400 Hz w rozważanym przypadku pokazano na rys. 3. Jeżeli odbiorniki AC i/lub DC wymagają regulacji lub stabilizacji napięcia, układ musi ulec rozbudowie o kolejne przekształtniki regulacyjne. Znacznie mniej skomplikowany jest ten problem dla odbiorników DC, ponieważ po wyprostowaniu napięcia przemiennego można bezpośrednio wykonać operację regulacji napięcia stałego za pomocą przekształtnika DC/DC buck, który jest sterowany systemem modulacji szerokości impulsu PWM (rys. 4.).



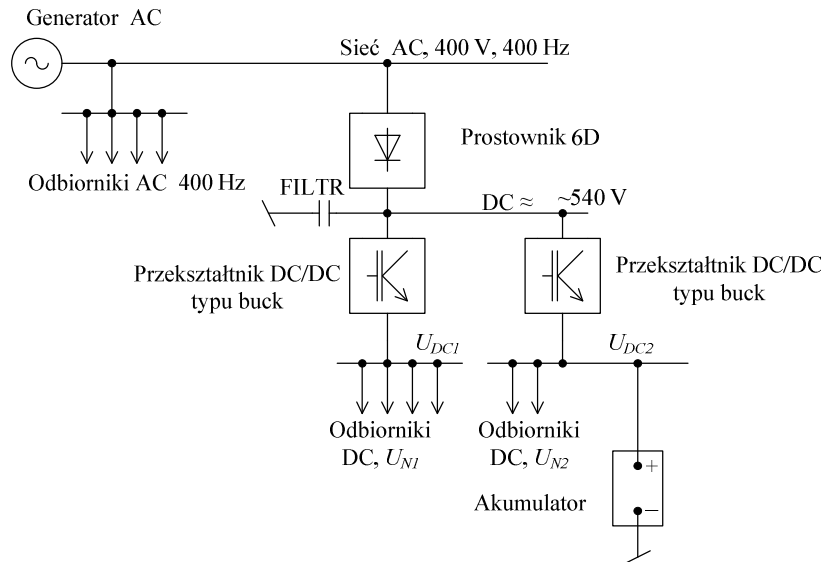
Rys. 1. Schemat ideowy prostownika mostkowego 6D z filtrem pojemnościowym C

Fig. 1. Schematic diagram of the bridge rectifier 6D with capacitive filter C



Rys. 2. Charakterystyczne przebiegi prądu jednej fazy w układzie prostownika mostkowego 6D z filtrem pojemnościowym C,  $i_1 = i_{F1} - i_{F4}$

Fig. 2. Characteristic courses of single-phase current by the bridge rectifier 6D with capacitive filter C,  $i_1 = i_{F1} - i_{F4}$

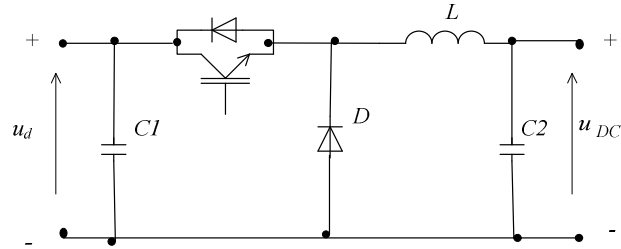


Rys. 3. Schemat blokowy sieci elektrycznej 400 Hz z odbiornikami prądu przemiennego, prądu stałego i zasobnikiem energii DC (akumulatorem), DC ≈ – napięcie stałe niestabilizowane zawierające składową zmienną

Fig. 3. Block diagram of 400 Hz power supply network with AC/DC loads and DC energy accumulator, DC ≈ – direct non-stabilised voltage including variable component

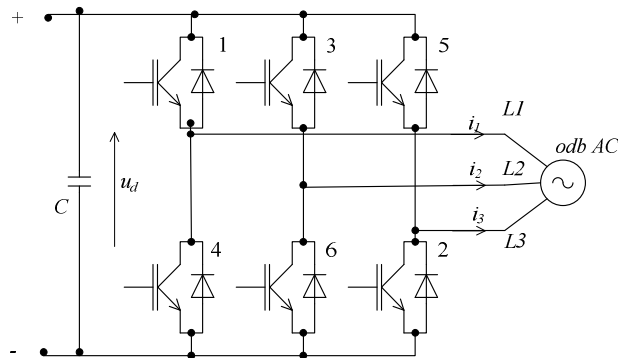
W przypadku odbiorników AC wymagających regulacji parametrów elektrycznych (napięcie, prąd, częstotliwość) możliwy jest do zastosowania układ bardziej złożony. Podobnie jak dla układów AC z częstotliwością 50 Hz, należy zastosować przekształcenie napięcia AC na napięcie DC za pomocą prostownika, najlepiej diodowego z filtrem pojemnościowym C, a następnie przekształcenie z powrotem na napięcie AC za pomocą falownika napięcia w układzie trójfazowym mostkowym sześciotranzystorowym sterowanym systemem modulacji szerokości impulsów PWM (rys. 5.). Akumulator spełnia rolę zasobnika energii i jest wykorzystywany przede wszystkim w sytuacjach awaryjnych, np. w przypadku awarii generatora AC. Wówczas wprost do akumulatora mogą być podłączone tylko odbiorniki o napięciu znamionowym równym lub zbliżonym do napięcia znamionowego akumulatora. Pozostałe odbiorniki napięcia stałego muszą otrzymać napięcie dostosowawcze otrzymywane przez przekształtnik impulsowy DC/DC typu boost podwyższający napięcie. Rozwiązanie układowe tego typu pokazano na rys. 6.

W tym przypadku wartość średnia napięcia na wyjściu przekształtnika jest znacznie większa od wartości średniej napięcia zasilania ( $U_{DC} \gg U_a$ ). Awaryjnie zasilane z akumulatora odbiorników AC wymaga także zastosowania przekształtnika DC/DC podwyższającego napięcie, a następnie przekształtnika



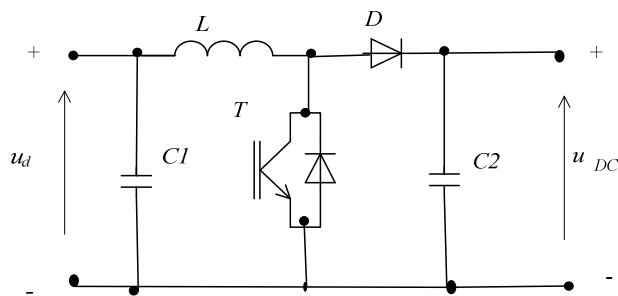
Rys. 4. Schemat ideowy przekształtnika DC/DC typu buck obniżającego napięcie stałe (sterowanie PWM)

Fig. 4. Schematic diagram of the DC/DC buck type converter reducing direct voltage (PWM control)



Rys. 5. Schemat blokowy układu z przekształtnikiem DC/AC i falownikiem PWM

Fig. 5. Block diagram of the system with DC/AC converter and the PWM inverter



Rys. 6. Schemat ideowy przekształtnika DC/DC typu boost podwyższającego napięcie stałe (sterowanie PWM)

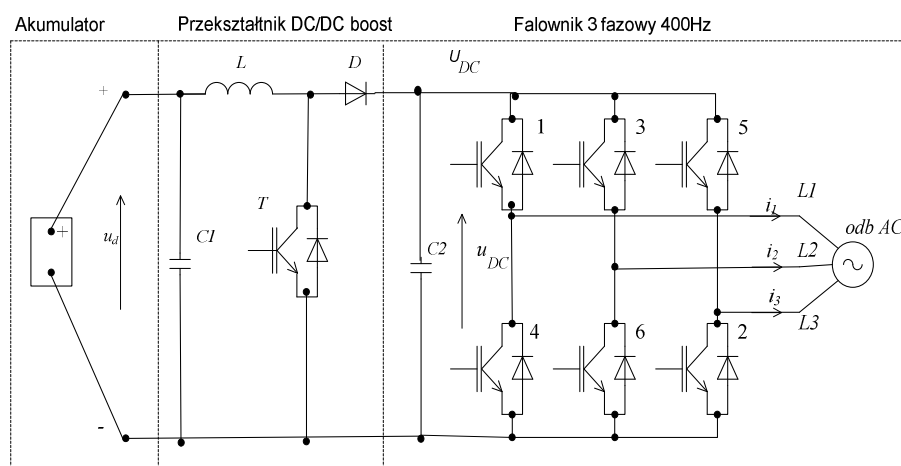
Fig. 6. Schematic diagram of the DC/DC boost type converter increasing direct voltage (PWM control)

DC/AC – falownika sterowanego systemem PWM dopasowującego parametry elektryczne (napięcie, prąd) do wymagań danego odbiornika. Rozwiązanie to zaprezentowano na rys. 7. Zastosowanie regulatora impulsowego DC/DC boost jest rozwiązaniem wymagającym zastosowania dodatkowego dławika ( $L$ ). Wartość średnia napięcia  $U_{DC}$  zależy od współczynnika wypełnienia impulsu  $\delta$  i można ją określić z zależności [2-4]:

$$U_{DC} \cong \frac{1}{1-\delta} U_d, \quad \delta = \frac{t_z}{t_c} \quad (2)$$

gdzie:  $t_z$  – czas załączenia tranzystora  $T$ ,  
 $t_c$  – czas trwania cyklu.

Przekształtnik DC/DC boost pełni rolę analogiczną do transformatora, który podwyższa napięcie DC i powinien zabezpieczać odpowiednią wartość napięcia stałego na wejściu falownika  $U_{DC}$ , aby ten z kolei mógł generować znamionowe napięcie i prąd odbiornika lub odbiorników prądu przemiennego. Niestety przekształtniki impulsowe DC/DC boost charakteryzują się nieco mniejszą sprawnością energetyczną w porównaniu z innymi przekształtnikami impulsowymi.

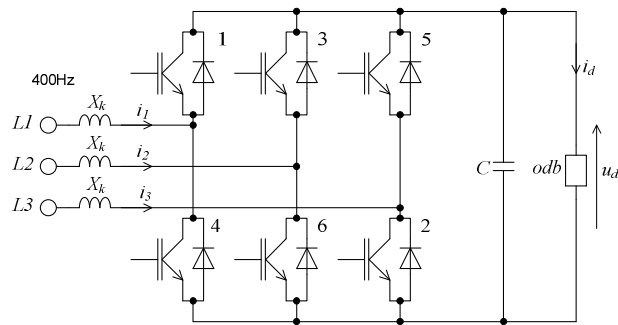


Rys. 7. Schemat układu zasilania odbiorników AC z akumulatora

Fig. 7. The diagram of the system of AC loads supplied by the accumulator

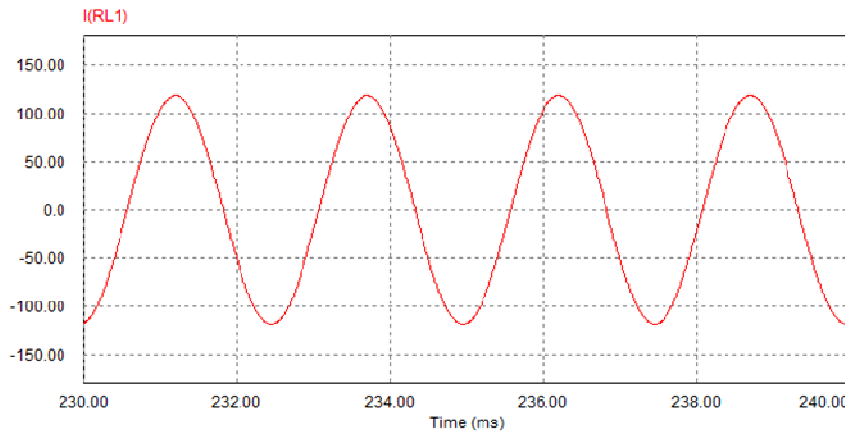
Dokonano pomiarów sprawności energetycznej przekształtników DC/DC boost przy obciążeniu  $I_{DC} = 50$  A, napięciu  $U_{DC} = 540$  V, częstotliwości impulsowania tranzystora  $T$  (rys. 6., 7.)  $f = 7500$  Hz ( $t_c = 13,3$   $\mu$ s) i napięciu  $U_d = 24$  V. Uzyskana w takich warunkach sprawność  $\eta = 0,982$ . Problemem energetycznym prezentowanego rozwiązania jest praca prostownika diodowego

6D z pojemnościowym filtrem wyjściowym C użytego do prostowania napięcia przemiennego 400 Hz na napięcie stałe (rys. 1.). Prąd płynący z sieci ma przebieg impulsowy (rys. 2.), generujący wyższe harmoniczne. Na ogół przebieg ten jest symetryczny względem osi czasu, dlatego występujące harmoniczne są rzędów nieparzystych  $n = 3, 5, \dots$



Rys. 8. Konwerter AC/DC z obciążeniem C dołączony do sieci AC 400Hz

Fig. 8. AC/DC converter with capacitive filter C in AC 400 Hz supply network



Rys. 9. Oscylogram prądu jednej fazy płynącego z sieci 400 Hz wyliczony przy obciążeniu  $I_{d(AV)} = 50$  A i indukcyjności sieci  $L_s = 5 \cdot 10^{-5}$  H

Fig. 9. Oscillogram of single-phase current flowed through the 400 Hz power network evaluated under loading  $I_{d(AV)} = 50$  A and network inductance  $L_s = 5 \cdot 10^{-5}$  H

Podstawowa harmoniczna posiada częstotliwość 400 Hz, zatem filtrowanie wyższych harmonicznych o częstotliwościach  $3 \times 400$  Hz,  $5 \times 400$  Hz itd. jest o wiele łatwiejsze niż przy podobnych odkształceniach w klasycznych sieciach



energetycznych 50 Hz. Ograniczenie zatem wyższych harmoniczných jest tu możliwe przez zastosowanie filtrów biernych LC lub filtrów aktywnych z wykorzystaniem techniki impulsowej. Najkorzystniejszym rozwiązaniem wydaje się więc zastosowanie konwertera AC/DC sterowanego w systemie modulacji PWM z sześcioma zespółami „tranzystor – dioda zwrotna” w układzie mostkowym, jak to pokazano na rys. 8. Konwerter AC/DC sterowany z częstotliwością 7500 Hz umożliwia uzyskanie przebiegów prądów sieci zbliżonych do kształtów sinusoidalnych. Oscylogram przebiegu prądu w jednej fazie sieci 400 Hz przedstawia rys. 9.

Współczynnik odkształcenia tych prądów dla podanych warunków sterowania, indukcyjności sieci  $L_s = 5 \cdot 10^{-5}$  H i obciążenia  $I_{d(AV)} = 50$  A wynosi zaledwie  $THD_i = 0,005$ . Odbiorniki wymagające regulacji napięcia DC, np. napędy z silnikami DC o regulowanej prędkości wirowania, mogą być zasilane z wytworzonej sieci DC (przez prostownik 6D z filtrem C lub przez prostownik tyrystorowy 6T lub tyrystorowo-diodowy 3T-3D) bezpośrednio z sieci AC. W takim rozwiązaniu należy zwrócić uwagę na większą ustepliwóść charakterystyki obciążenia za sprawą większego spadku napięcia w wyniku komutacji zaworów (tyrystorów, diod) przy podwyższonej częstotliwości [3].

$$\Delta U_d = \frac{q}{2\pi} X_k I_d \quad (3)$$

gdzie:  $q$  – liczba pulsów,

$I_d$  – wartość średnia prądu odbiornika,

$X_k = 2\pi f L$  – reaktancja sieci,

$f = 400$  Hz.

### 3. Podsumowanie

Zastosowanie jednego generatora (AC) w sprzęcie (np. zbrojeniowym) posiadającym systemowo odbiorniki AC 400 Hz i odbiorniki DC o różnych poziomach wartości znamionowej ( $U_{DC1}$ ,  $U_{DC2}$ ) jest możliwe z wykorzystaniem współczesnych rozwiązań układów energoelektronicznych pracujących impulsowo. Dostosowanie do poziomów napięć DC w systemie jest realizowane przez przekształtniki DC/DC buck w procesie obniżania napięcia oraz przekształtniki DC/DC boost w procesie podwyższania napięcia DC. Podwyższanie napięcia za pomocą przekształtnika DC/DC boost należy stosować tylko w stanach awaryjnych (brak głównego napięcia 400 Hz). W sieci 400 Hz jest ułatwiona filtracja wyższych harmoniczných w procesie zamiany napięcia AC na napięcie DC (prostowanie) ze względu na ośmiokrotnie wyższą częstotliwość napięcia zasilania i wyższą częstotliwość wyższych harmoniczných generowanych przez przekształtnik AC/DC.

## Literatura

- [1] Malska W., Supronowicz H.: Patent nr P-355324. Przetwornik 6-pulsowy o poprawionym kształcie prądu wejściowego. Urząd Patentowy RP, Warszawa 2009.
- [2] Buczek K., Malska W.: Energoelektronika, materiały pomocnicze do wykładu. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2011.
- [3] Tunia H., Winiarski B.: Energoelektronika. WNT, Warszawa 1994.
- [4] Piróg S.: Energoelektronika. UWN-D, Kraków 2006.

## 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.*

Bartosz BRZOZOWSKI<sup>1</sup>  
Przemysław KORDOWSKI<sup>2</sup>  
Zdzisław ROCHAŁA<sup>3</sup>  
Konrad WOJTOWICZ<sup>4</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

### 1. Wprowadzenie

Wykrywanie przeszkód na trasie przelotu BSP jest zagadnieniem bardzo istotnym z punktu widzenia nawigacji i sterowania. Wiedza o rozmieszczeniu obiektów pozwala przede wszystkim na wyznaczenie trajektorii lotu omijającej

---

<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

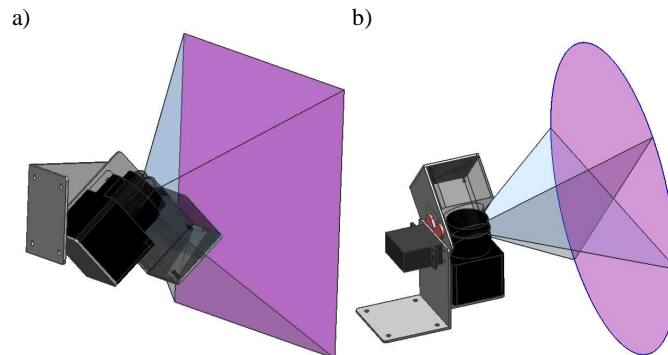
<sup>4</sup> Konrad Wojtowicz, kwojtowicz@wat.edu.pl

obszary niebezpieczne dla statku powietrznego. Ponadto może ona w znacznym stopniu wspomagać proces określania pozycji. W przypadku lotów na otwartej przestrzeni do określania położenia stosuje się przede wszystkim układy zliczeniowe wspierane przez system nawigacji satelitarnej GPS. Z kolei wewnątrz pomieszczeń, gdy GPS nie jest w stanie określić pozycji, informacje pochodzące z systemu antykolizyjnego mogą wspomagać korygowanie bieżących współrzędnych BSP. W literaturze można znaleźć przykłady różnych rozwiązań systemów nawigacji i wykrywania przeszkód wewnątrz pomieszczeń [1-3]. Wyznaczanie pozycji oraz wykrywanie przeszkód jest realizowane przez specjalnie w tym celu opracowane algorytmy działające na podstawie informacji pochodzących z czujników ultradźwiękowych lub wizyjnych. W prezentowanym projekcie zrealizowanym przez zespół z Zakładu Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego Wojskowej Akademii Technicznej zastosowano czujnik laserowy Hokuyo URG-04LX o długości fali z zakresu podczerwonego. Umożliwia on skanowanie przestrzeni w jednej płaszczyźnie w zakresie 240 stopni, a jego zasięg wynosi 5 m. Poprzez wprowadzenie czujnika w ruch możliwe jest uzyskanie trójwymiarowej chmury punktów.

## 2. Porównanie metod skanowania przestrzeni

Urządzenie pomiarowe zostało zaprojektowane tak, aby możliwe było, wykorzystując te same elementy mechaniczne, a zmieniając jedynie położenie czujnika i oprogramowanie mikrokontrolera, zastosowanie obydwu opracowanych metod skanowania przestrzeni. Pierwsza metoda określona jako liniowa polega na ruchu czujnika w kierunku ortogonalnym do płaszczyzny skanowania (rys. 1a). W tym przypadku obszar skanowany przez urządzenie określa przestrzeń w postaci ostrosłupa czworokątnego o kącie wierzchołkowym równym 120 stopni [4]. W drugiej metodzie płaszczyzna skanowania jest obracana wokół osi skierowanej równoległe do osi podłużnej samolotu (rys. 1b). Metoda ta została określona jako obrotowa, gdyż w skutek obrotu płaszczyzny skanowania punkty pomiarowe układają się w postaci koncentrycznych okręgów, a skanowany obszar określa przestrzeń w kształcie stożka o kącie rozwarcia równym 120 stopni [5]. Za pomocą podstawowych wzorów matematycznych można obliczyć, że przestrzeń obejmowana przez czujnik w metodzie liniowej jest o około 21,5% większa niż w metodzie obrotowej.

Wprowadzenie w ruch czujnika laserowego URG-04LX w obydwu opracowanych metodach odbywa się za pomocą serwomechanizmu modelarskiego o dużym momencie obrotowym. Na orczyku serwomechanizmu jest zawieszona obudowa skanera wykonana ze stopu aluminium. Z kolei element wykonawczy jest zamontowany do podstawy zaprojektowanego urządzenia wykonanej również ze stopu aluminium. Za sterowanie czujnikiem i serwomechanizmem odpowiada mikrokontroler AT90USB firmy Atmel. Został on wybrany przede wszystkim ze względu na udostępnienie przez producenta bibliotek do obsługi



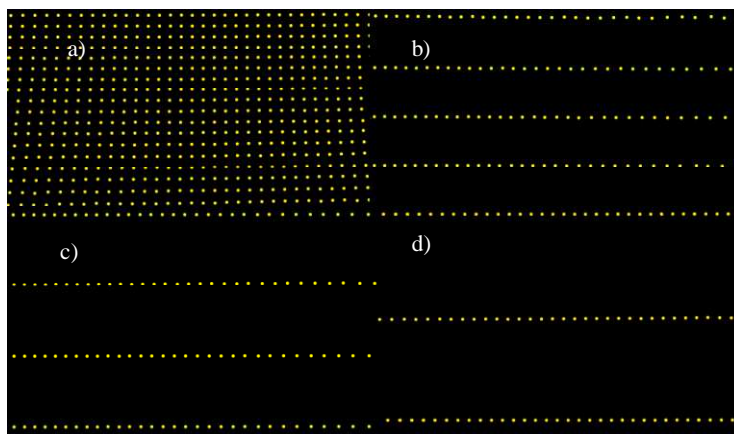
Rys. 1. Porównanie zasady działania liniowej (a) i obrotowej (b) metody skanowania

Fig. 1. Comparison of operation principle of linear (a) and rotational (b) scanning methods

urządzeń USB CDC, niezbędnych do połączenia z czujnikiem laserowym. Mikrokontroler za pomocą jednego z interfejsów RS232, SPI lub I2C komunikuje się z komputerem pokładowym BSP. Z komputera pokładowego jest wysyłana informacja o inicjalizacji pomiaru zawierająca jako parametr wartość skoku serwomechanizmu z zakresu od 1 do 9 stopni. Po zakończeniu skanowania do stacji bazowej są przesyłane dane zawierające trzy parametry dla każdego punktu pomiarowego: odległość, kąt odchylenia promienia lasera oraz kąt ustawienia serwomechanizmu. W zależności od wybranej metody został zastosowany odpowiedni algorytm transformacji danych do prostokątnego układu współrzędnych, które następnie zostają zapisane oraz przesłane do stacji naziemnej. Opracowane algorytmy wykrywają obszary niebezpieczne w tak otrzymanej chmurze punktów [6].

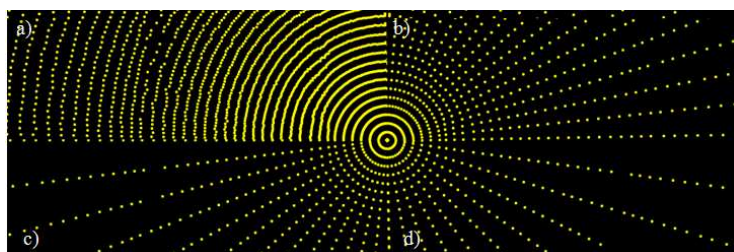
Zmiany wartości skoku serwomechanizmu powodują różne rozdzielczości pomiarów. W przypadku metody liniowej zwiększanie skoku powoduje pomijanie odpowiedniej rosnącej liczby linii (rys. 2.). Skutkuje to problemami z wykrywaniem niewielkich obiektów usytuowanych poziomo, o wysokości nieprzekraczającej kilkunastu centymetrów. Z kolei w metodzie obrotowej nawet dla największego skoku obszar bezpośrednio przed skanerem jest obrazowany z większą rozdzielczością niż dla najmniejszego skoku w metodzie liniowej (rys. 3.). Ponadto dla każdej skanowanej linii jest wykonywany pomiar odległości do obiektów znajdujących się na przedłużeniu osi obrotu czujnika zgodnej z osią podłużną statku powietrznego.

Zastosowany czujnik powoduje największe ograniczenia funkcjonalne zaprojektowanego systemu. Przede wszystkim czas skanowania w jednej płaszczyźnie niezależnie od ustawionego zakresu pomiarowego wynosi 100 ms. Z tego powodu całkowity czas niezbędny do otrzymania chmury punktów z największą dokładnością wynosi kilkanaście sekund. System ten może więc



Rys. 2. Zobrazowanie wykrywania płaskiej tablicy w metodzie liniowej dla wartości skoku serwomechanizmu: a)  $1^\circ$ , b)  $5^\circ$ , c)  $7^\circ$ , d)  $9^\circ$

Fig. 2. The presentation of detection of flat board by using linear method for the following values of servomechanism stroke: a)  $1^\circ$ , b)  $5^\circ$ , c)  $7^\circ$ , d)  $9^\circ$



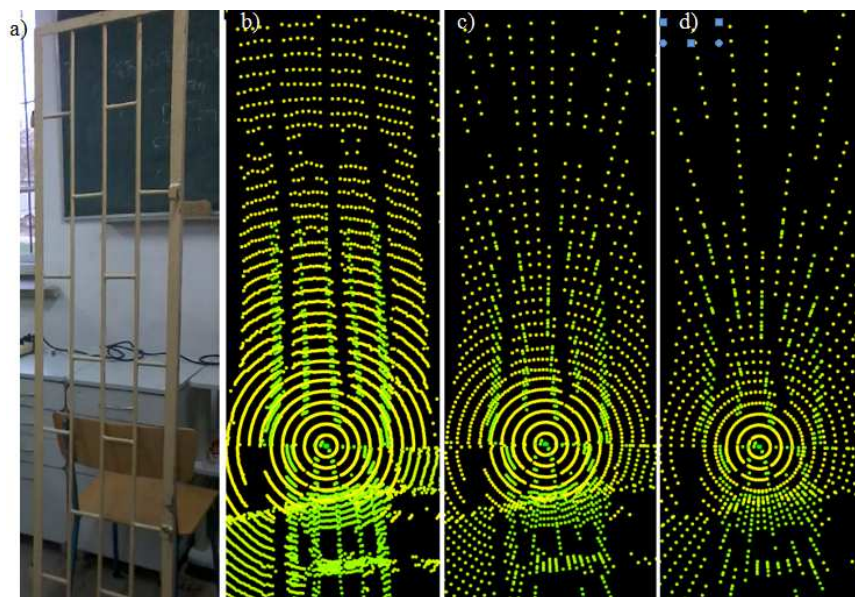
Rys. 3. Zobrazowanie wykrywania płaskiej tablicy w metodzie obrotowej dla wartości skoku serwomechanizmu: a)  $1^\circ$ , b)  $5^\circ$ , c)  $7^\circ$ , d)  $9^\circ$

Fig. 3. The presentation of detection of flat board by using rotational method for the following values of servomechanism stroke: a)  $1^\circ$ , b)  $5^\circ$ , c)  $7^\circ$ , d)  $9^\circ$

być stosowany wyłącznie w obiektach, które mają możliwość utrzymywania stałej pozycji w zawisie, a wykonywanie pomiarów w trakcie ruchu postępowego powoduje błędne wskazania. W celu skrócenia czasu pomiaru zastosowano zmienną wartość skoku serwomechanizmu. W metodzie liniowej ustawienie go na więcej niż 5 stopni uniemożliwia poprawną interpretację wyników zarówno przez opracowane algorytmy wykrywania przeszkód, jak i operatora obserwującego wizualizację na ekranie stacji naziemnej. W takim przypadku wąskie przedmioty są bardzo często omijane przez układ pomiarowy, narażając BSP na kolizję. Problem ten został rozwiązany poprzez opracowanie metody obrotowej, która wyróżnia się kilkoma zaletami w stosunku do metody liniowej. Przede wszystkim niezależnie od ustawionego skoku serwomechanizmu punkty pomia-

rowe tworzą współśrodkowe okręgi, a nie są rozmieszczone w równych odstępach, co w znacznym stopniu ogranicza możliwość pominięcia przeszkody. Umożliwia to znaczne skrócenie czasu skanowania, gdyż nawet przy największym skoku algorytmy są w stanie określić obszary niebezpieczne dla lotu. Ponadto w każdym położeniu serwomechanizmu środkowy pomiar jest wykonywany wzdłuż osi podłużnej statku powietrznego, co pozwala na opracowanie algorytmu, który umożliwi w trakcie wykonywania przelotu weryfikację obecności obiektów na trajektorii lotu.

Przeprowadzono wiele badań weryfikujących zdolności wykrywania przeszkód przez opracowany system antykolizyjny. W większości przypadków obie metody równie wiarygodnie określały obszary niebezpieczne dla BSP. Jak już wspomniano, najbardziej problematyczne ze względu na możliwości detekcyjne czujnika są wąskie poziome i pionowe obiekty. Podczas lotów wewnątrz budynków tego typu elementy najczęściej występują jako pręty, rury i belki. Z tego powodu jeden z cykli badań obejmował wykrywanie krat wykonanych z prętów o średnicy 15 mm i kątowników o grubości 35 mm (rys. 4a). W metodzie liniowej zadowalające efekty uzyskano jedynie w przypadku pomiarów wykonanych w odległości mniejszej niż 1,0 m pomiędzy czujnikiem i obiektem ze skokiem 1 stopnia. Wówczas wykrywane były zarówno kątowniki, jak i niektóre pręty. Powyżej 1,5 m i dla większych wartości skoku serwomechanizmu pojawiały się



Rys. 4. Wykrywanie kraty (a) umieszczonej w odległości 1,0 m od czujnika w metodzie obrotowej dla wartości skoków serwomechanizmu: b) 1°, c) 5°, d) 7°

Fig. 4. Detection of grate (a) placed in the distance of 1.0 m from sensor by using rotational method for servomechanism stroke: b) 1°, c) 5°, d) 7°

wyłącznie pojedyncze punkty, które nie mogły zostać poprawnie zinterpretowane przez algorytm. Zdecydowanie lepsze wyniki otrzymano dla metody obrotowej (rys. 4.) – w odległości 1,0 m krata była wykrywana w przypadku zmiany skoku aż do 7 stopni. Powyżej tej wartości możliwe było wykrycie jej elementów wyłącznie przez kilka środkowych punktów pomiarowych, gdyż nawet przy największym skoku rozdzielczość dla tych punktów jest większa niż przy najmniejszym skoku w metodzie liniowej. Ponadto fragmenty kraty były wykrywane już z odległości 2,0 m.

Wizualizacja danych może być przeprowadzona w dwojaki sposób. Przede wszystkim służy do tego odpowiedni moduł w opracowanej aplikacji do obsługi systemu. Punkty pomiarowe zostają zobrazowane na płaszczyźnie, gdzie odległość jest określona poprzez zmianę koloru od zielonego, przez żółty, do czerwonego. Ponadto po wyeksportowaniu danych pomiarowych możliwa jest ich wizualizacja w dowolnym programie przeznaczonym do pracy z chmurami punktów. Bardziej czytelne wyniki dla ludzkiego oka są otrzymywane metodą liniową. Należy zauważyć, że w metodzie obrotowej dużo większy wpływ na poprawne odzwierciedlenie skanowanego obszaru ma dokładność wykonania i montażu elementów mechanicznych. W przypadku gdy podstawa stanowiska i obudowa czujnika nie są umieszczone w płaszczyznach wzajemnie ortogonalnych, pojawiają się błędy w postaci braku spójności danych (rys. 4b-d).

### 3. Podsumowanie

W wyniku prowadzonych badań w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego Wojskowej Akademii Technicznej opracowano dwa systemy skanowania przestrzeni na potrzeby budowy systemu antykolizyjnego dla BSP. Zdecydowanie lepszymi parametrami charakteryzuje się system wykorzystujący metodę obrotową. Niestety największe ograniczenia funkcjonalne zaprojektowanych urządzeń narzuca zastosowany czujnik, dlatego też praktyczne zastosowanie oraz dalszy rozwój systemu jest uzależniony od zastąpienia obecnie używanego układu pomiarowego innym o lepszych parametrach technicznych przy zbliżonych lub mniejszych parametrach, takich jak: zapotrzebowanie na energię, masa i wymiary.

### Literatura

- [1] Sobers D.M., Chowdhary G., Johnson E.N.: Indoor navigation for unmanned aerial vehicles. Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Chicago 2009.
- [2] Mohamed K.M., Patra S., Lanzon A.: Designing simple indoor navigation system for UAVs. Proc. of 19th Mediterranean Conference on Control and Automation, Greece 2011.
- [3] Watanabe Y., Calise A.J., Johnson E.N.: Vision-based obstacle avoidance for UAVs. Proc. of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head 2007.



- [4] Brzozowski B., Kordowski P., Rochala Z., Wojtowicz K.: Project of a miniature 3D LIDAR for VTOL UAVs. *Pomiary, Automatyka, Robotyka PAR*, 2 (2013), 68-71.
- [5] Brzozowski B., Kordowski P., Rochala Z., Wojtowicz K.: System antykolizyjny z wizualizacją otoczenia dla BSP. VII Konferencja Awioniki, Krasieczyn 2013.
- [6] Brzozowski B., Kordowski P., Mazurek P., Rochala Z., Wojtowicz K.: Modelowanie przestrzeni wokół BSP na potrzeby bezpiecznego wykonywania autonomicznego lotu. 52. Sympozjum „Modelowanie w Mechanice”, Ustroń 2013.

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

### **Abstract**

The knowlege 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.*

Bartosz BRZOZOWSKI<sup>1</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:** bezzałogowy statek powietrzny, system antykolizyjny, wizualizacja otoczenia

### 1. Wprowadzenie

Bezpieczeństwo wykonywania lotów przez BSP jest jednym z najistotniejszych zagadnień rozważanych podczas projektowania systemów autonomicznych. W przypadku statków powietrznych przeznaczonych do wykonywania zadań na otwartej przestrzeni największy nacisk jest kładziony na rozwiązania awaryjnego lądowania, natomiast problem zderzenia z przeszkodą jest często

---

<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

pomijany. Dzieje się tak, gdyż wysokość lotu, na której jest przeprowadzana misja, jest dobierana w okolicach 100 m nad powierzchnią ziemi. Wówczas przekracza ona warstwę koron drzew, ale znajduje się poniżej minimalnej dopuszczalnej wysokości lotu dla samolotów i śmigłowców załogowych. W ten sposób ogranicza się prawdopodobieństwo kolizji z innym statkiem powietrznym i przeszkodami stacjonarnymi. Aby całkowicie wyeliminować zagrożenie, są projektowane czujniki wykrywające obiekty oraz są prowadzone badania mające na celu opracowanie algorytmów ich omijania [1-4]. Loty w terenie zurbanizowanym i wewnątrz pomieszczeń są możliwe wyłącznie w przypadku posiadania wiarygodnych informacji o otoczeniu BSP. Podczas sterowania ręcznego stosuje się kamery przekazujące w czasie rzeczywistym obraz do operatora. Dzięki temu możliwe jest sterowanie w trybie FPV (ang. *First-person view*), w którym pilot widzi obszar przed statkiem powietrznym i na bieżąco wybiera bezpieczną trajektorię lotu. Z kolei systemy autonomiczne wymagają określenia obszarów dozwolonych i zabronionych do wykonywania lotu i na tej podstawie zaimplementowane algorytmy wyznaczają trasę omijającą przeszkody. Do ich wykrywania obecnie najczęściej są stosowane systemy optyczne [1-3]. Urządzenie opracowane w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego Wojskowej Akademii Technicznej jest przeznaczone dla bezpilotowych statków powietrznych pionowego startu i lądowania klasy mini, wykonujących misje wewnątrz pomieszczeń [5, 6].

## 2. Budowa i zasada działania systemu

Zaprojektowany system antykolizyjny jest oparty na laserowym skanerze przestrzeni URG-04LX firmy Hokuyo (rys. 1.). Jest to czujnik optyczny emitujący spójną wiązkę promieniowania podczerwonego długości fali 785 nm, modulowanej częstotliwościami 46,55 MHz oraz 53,2 MHz. Pomiar odległości jest dokonywany na podstawie różnicy faz sygnału nadawanego i odbieranego. Zasięg skanera nie przekracza 5 m, a dokładność wynosi  $\pm 2\%$  zmierzonej odległości. W celu wykonania pomiaru w płaszczyźnie zastosowano zwierciadła obracane z użyciem silnika ze stałą prędkością 600 obr/min. Oznacza to, że pojedynczy pomiar dla całej płaszczyzny jest wykonywany w ciągu 100 ms, a zastosowana częstotliwość wysyłania pojedynczych impulsów pozwala na otrzymanie rozdzielczości ok. 0,36 stopnia. Konstrukcja urządzenia ogranicza efektywny kąt dokonywania pomiarów do 240 stopni [7].

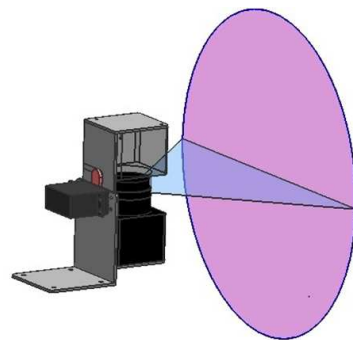
Na potrzeby opracowania skanera trójwymiarowego zdecydowano się ograniczyć kąt pomiarowy czujnika do 120 stopni. Wynikało to z przyjętego założenia, że projektowane urządzenie ma analizować przestrzeń znajdującą się przed BSP. Wprowadzone ograniczenie nie miało wpływu na czas wykonywania pomiarów, ale dwukrotnie zmniejszyło liczbę przetwarzanych danych w stosunku do nastaw maksymalnych. Ponadto na podstawie przeprowadzonych analiz i badań stwierdzono, że wystarczającą rozdzielczością na potrzeby systemu an-

tykolizyjnego jest 1 stopień. Ponieważ rozdzielczość czujnika jest ponadtrzykrotnie większa, postanowiono, że trzy kolejne pomierzone wartości odległości będą uśredniane. Pozwoliło to na kolejne zredukowanie liczby danych. W celu uzyskania trójwymiarowej chmury punktów czujnik URG-04LX wprowadzono w ruch obrotowy. Został on umieszczony na podstawie wykonanej ze stopu aluminium, którą przymocowano do serwomechanizmu modelarskiego o wysokim momencie obrotowym i zakresie ruchu 180 stopni. Czujnik umieszczono względem serwomechanizmu tak, że lustro pomiarowe znajduje się dokładnie w osi obrotu jego układu wykonawczego. Oś obrotu pokrywa się ze środkowym (sześćdziesiątym) stopniem pomiarowym czujnika i jest skierowana równoległe do osi podłużnej statku powietrznego. Rozwiązanie to umożliwia ciągły pomiar odległości przed BSP, niezależnie od położenia serwomechanizmu skanera, a punkty pomiarowe tworzą na płaszczyźnie współśrodkowe okręgi (rys. 2.). Otrzymane dane pomiarowe są przesyłane do komputera pokładowego.



Rys. 1. Czujnik URG-04LX firmy Hokuyo

Fig. 1. A Hokuyo URG-04LX sensor



Rys. 2. Zasada działania skanera trójwymiarowego

Fig. 2. Principle of operation of the three-dimensional scanner

Komputer pokładowy stanowi jednostkę nadrzędną odpowiedzialną za prawidłowe działanie całego systemu awionicznego. W tym wypadku jednym z zadań jest zarządzanie trójwymiarowym skanerem przestrzeni i przetwarzanie otrzymanych od niego danych pomiarowych. Komunikacja odbywa się w zależności od konfiguracji za pośrednictwem interfejsu RS232, SPI lub I2C. Do

obsługi czujnika i serwomechanizmu zastosowano 8-bitowy mikrokontroler AT90USB firmy Atmel (rys. 3.). Czujnik jest urządzeniem klasy USB CDC (ang. *Universal Serial Bus Communications Device Class*), z którym komunikacja po zainstalowaniu odpowiednich sterowników odbywa się tak samo, jak w standardzie RS-232. Po konfiguracji i inicjalizacji czujnika mikrokontroler wysyła polecenie wykonania pomiaru po każdej zmianie pozycji serwomechanizmu. Kąt skoku serwomechanizmu jest ustalany przed rozpoczęciem pomiarów w zakresie od 1 do 9 stopni, co determinuje szerokość zmiany sygnału sterującego PWM (ang. *Pulse Width Modulation*) w każdym kroku. Po wykonaniu przez serwomechanizm obrotu o 180 stopni punkty pomiarowe są wysyłane z mikrokontrolera do komputera pokładowego w postaci dwóch kątów i odległości. Pierwsza wartość kąta jest zawarta w przedziale  $\pm 60$  stopni i określa odchylenie wiązki pomiarowej z położenia środkowego, druga z kolei determinuje położenie serwomechanizmu. W komputerze pokładowym zaimplementowano algorytmy transformujące pozyskane dane do prostokątnego układu współrzędnych, umożliwiając ich wykorzystanie do wyznaczenia obszarów niebezpiecznych lub wizualizację po przesłaniu do stacji naziemnej.

Wizualizacja danych reprezentujących otoczenie BSP może być zrealizowana z wykorzystaniem kilku niezależnych programów. Pierwszym jest opracowana aplikacja do obsługi trójwymiarowego skanera. Umożliwia ona zaprezentowanie punktów pomiarowych na płaszczyźnie  $XY$  z uwzględnieniem odległości reprezentowanej poprzez zmianę barwy punktu (rys. 4.). Kolor ustala się w formacie RGB (ang. *Red, Green, Blue*), podając trzy zmienne całkowite w zakresie od 0 do 255, odpowiadające kolejno barwom: czerwonej, zielonej i niebieskiej. Zobrazowanie przedstawia punkty od 0 do 5000 mm. Dla punktów w zakresie od 0 do 2500 wartość barwy czerwonej jest ustalana proporcjonalnie do wartości współrzędnej  $Z$ , wartość barwy zielonej jest stała i równa 255, wartość barwy niebieskiej wynosi 0. Dla punktów w zakresie od 2500 do 5000 wartość barwy czerwonej jest stała i równa 255, wartość barwy zielonej jest ustalana proporcjonalnie do wartości współrzędnej  $Z$ , a wartość barwy niebieskiej wynosi 0. Uzyskane w ten sposób zobrazowanie przedstawia odległość w zakresie barw od zielonej, przez żółtą, do czerwonej. Zaprojektowana w ten sposób aplikacja pozwala na automatyczną wizualizację każdego pomiaru, jednak posiada znaczne ograniczenia funkcjonalne. Przede wszystkim nie daje możliwości zobrazowania całego pomieszczenia, a jedynie jedną z jego ścian. Do zastosowań, w których niezbędna była wizualizacja perspektywy lub trójwymiarowy model otoczenia, korzystano z ogólnodostępnych programów, takich jak MeshLab czy CloudCompare, przeznaczonych do pracy na wczytanych z pliku danych o przestrzeniach trójwymiarowych. Ostatnim rozwiązaniem, z którego korzystano, była biblioteka PCL (ang. *Point Cloud Library*) przeznaczona do implementacji algorytmów przetwarzania chmury punktów pomiarowych we własnych aplikacjach.

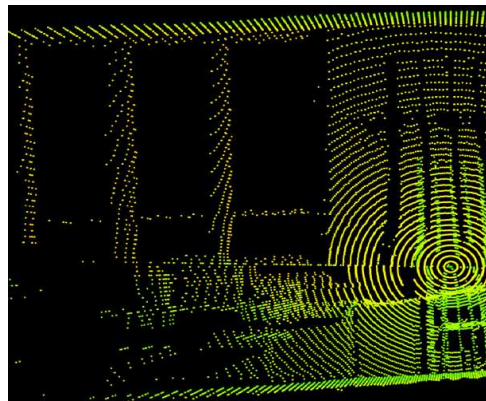


Rys. 3. Schemat funkcjonalny skanera 3D

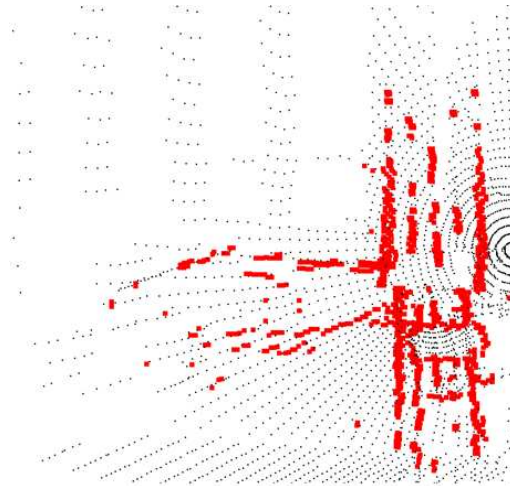
Fig. 3. Functional diagram of the 3D scanner

Rys. 4. Zestawienie skanowanego obszaru i jego cyfrowej wizualizacji

Fig. 4. Illustration of registration of the scanned area and its digital visualisation



Algorytm wykrywania przeszkód oparto na dostępnych w bibliotece PCL funkcjach analizujących wzajemne położenie punktu skanowania oraz wyników pomiarów. Na ich podstawie określono punkty niebezpieczne (rys. 5.), czyli takie, które znajdowały się najbliżej czujnika i jednocześnie najdalej od płaszczyzny tła. Wizualizacja tych punktów została przygotowana wyłącznie na potrzeby weryfikacji poprawności działania zastosowanych algorytmów. W systemie antykolizyjnym wyznaczenie obszarów niebezpiecznych odbywa się w komputerze pokładowym, a informacje o ich położeniu należy uwzględnić w algorytmach wyznaczania trajektorii lotu i systemach sterowania automatycznego.



Rys. 5. Wyznaczone punkty niebezpieczne

Fig. 5. Determined dangerous points

### 3. Podsumowanie

Zaprojektowany w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego system antykolizyjny jest kompaktowym rozwiązaniem przeznaczonym dla BSP klasy mini, który ma możliwość zawisu w zadanym położeniu. Podczas badań weryfikacyjnych stwierdzono, że pomimo stosowania sprawdzonych i poprawnie działających algorytmów korekcji położenia czujnika otrzymywano wyniki znacznie bardziej zbliżone do rzeczywistych, gdy czujnik się nie poruszał. Ponadto skanowanie w zawisie jest niezbędne w przypadku wykonywania pomiarów przy maksymalnej rozdzielczości, gdyż całkowity czas skanowania przestrzeni wynosi blisko 40 s. Rekomendowany krok pomiarowy serwomechanizmu wynosi 5 stopni, gdyż czas pełnego pomiaru skraca się do niecałych 8 s, a system jest jeszcze w stanie wykryć pionowe pręty o średnicy 10 mm znajdujące się w odległości 1 m od skanera (rys. 5.). Ponadto otoczenie może zostać zwizualizowane z akceptowalną dokładnością. Dalsze zwiększanie kroku pomiarowego skutkuje znacznym zawężeniem efektywnego kąta pomiarowego, co oznacza, że wiarygodne wyniki otrzymuje się jedynie dla kilkunastu środkowych stopni. Przeprowadzone testy laboratoryjne, nieuwzględniające poprawek położenia przestrzennego czujnika, mogły spowodować brak pełnej zgodności wizualizacji w stosunku do rzeczywistego kształtu obiektów, jednakże nie miało to znaczącego wpływu na poprawność działania algorytmu wykrywania punktów niebezpiecznych. Dalsza rozbudowa systemu uwzględnia integrację przyspieszeniomierzy i giroskopów z podstawą skanera trójwymiarowego w celu wprowadzenia dokładniejszej poprawki jej położenia przestrzennego. Ponadto jest planowana zmiana czujnika na urządzenie o większej rozdzielczości i prędkości skanowania.

## Literatura

- [1] Brockherde W.: Flying 3D eye-bots. Research News, 05/2012, Fraunhofer-Gesellschaft, May 2012, Topic 4.
- [2] Fasano G., Accardo D., Moccia A., Carbone C., Ciniglio U., Corrado F., Luongo S.: Multi-sensor based fully autonomous non-cooperative collision avoidance system for unmanned air vehicles. J. Aerospace Computing, Information and communication, October 2008, 338.
- [3] Khvilivitzky A.: Visual collision avoidance system for unmanned aerial vehicles. United States Patent no 5, 581, 250, 1996.
- [4] Su-Cheol H., Hyochoong B.: Proportional navigation-based optimal collision avoidance for UAVs. 2<sup>nd</sup> Int. Conf. Autonomous Robots and Agents, Palmerston North, New Zealand 2004, 76-81.
- [5] Brzozowski B.: Projekt wyposażenia bezpilotowego statku powietrznego zwiększającego bezpieczeństwo lotu. 7. Sesja Naukowa Mechanika Stosowana, Bydgoszcz 2012, 10-11.
- [6] Brzozowski B.: Design concepts of an UAV proximity module using laser range scanner. Adv. Chem. Mech. Eng., I/II (2012), 33-38.
- [7] Kawata H., Ohya A., Yuta S., Santosh W., Mori T.: Development of ultra-small lightweight optical range sensor system. Int. Conf. Intelligent Robots and Systems (IROS'05), Edmonton 2005, 1078-1083.

## 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.*



Marcin DEREŃ<sup>1</sup>

## 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

### 1. Wprowadzenie

W klasycznych zagadnieniach dotyczących sterowania niezbędna jest znajomość modelu sterowanego obiektu. Zbudowanie odpowiedniego modelu często jest zagadnieniem trudnym, wymagającym niejednokrotnie wprowadzenia uproszczeń. Zastosowanie zbiorów rozmytych umożliwia zbudowanie regulatora bez konieczności znajomości modelu sterowanego obiektu. W takim przypadku regulator może być opracowany jako system ekspercki z wiedzą o sterowaniu

---

<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

obiektem (w odróżnieniu od systemów z wiedzą o obiekcie). Opis syntezy praw sterowania oparty na modelu obiektu można znaleźć w publikacji [1], przegląd zaś metod syntezy w pracy [2]. Niniejsza praca przedstawia zrealizowany w praktyce regulator rozmyty do stabilizacji lotu niewielkiej platformy UAV. Regulator projektowano z myślą o możliwości budowy systemu sterowania opartego na wiedzy o sterowaniu platformą UAV, niewymagającego identyfikacji obiektu. Po zaimplementowaniu regulatora dokonano jego sprawdzenia podczas symulacji, a następnie podczas prób w locie na modelu RC celem weryfikacji przyjętego założenia.

## 2. Regulator rozmyty dla platformy UAV

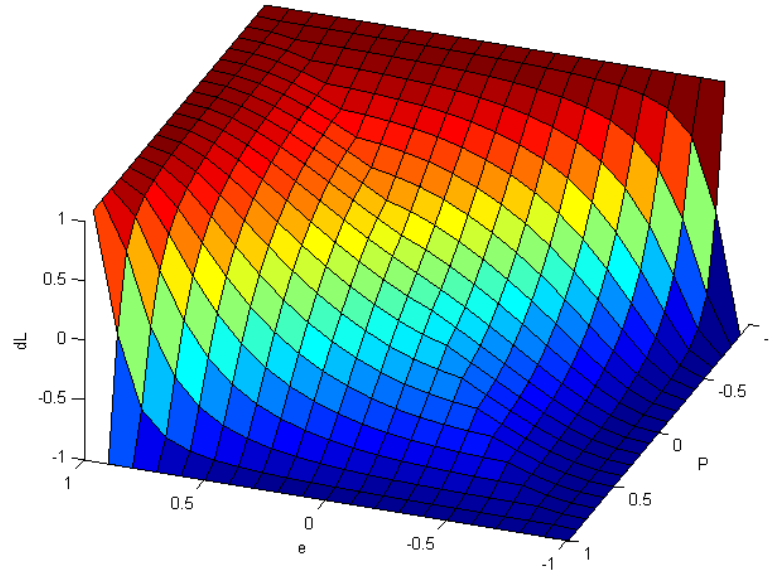
Typowy regulator rozmyty składa się z czterech bloków: bloku rozmywania (fuzyfikacji), bazy reguł, bloku wnioskowania oraz bloku wyostrzania (defuzyfikacji). Opis poszczególnych bloków można znaleźć np. w pracy [3]. Dla zwiększenia uniwersalności projektowanego regulatora często wprowadza się dodatkowe bloki normalizacji oraz denormalizacji [4]. Regulator rozmyty może pracować samodzielnie – i taką wersję przyjęto w prezentowanym rozwiązaniu – lub w roli nadrzędnego układu dla klasycznego regulatora (np. [5]). Na jakość pracy projektowanego regulatora mają wpływ wszystkie wymienione bloki. Istotnym zagadnieniem jest zbudowanie poprawnej bazy reguł, definiującej sterowanie danym obiektem. W przypadku projektowania systemu z wiedzą o sterowaniu konieczne jest zbudowanie poprawnej bazy reguł na podstawie wiedzy eksperckiej. Wiedzę ekspercką na temat sterowania samolotem można znaleźć w wymienionej już literaturze [1, 2] lub też uzyskać od pilota. W przypadku niewielkich platform bezzałogowych wiedzę o sterowaniu można również zaczerpnąć od modelarza sterującego samolotami RC. Modelarz RC nie zna dokładnego modelu matematycznego platformy, potrafi nią jednak sterować. Opisując proces sterowania, używa określeń nieprecyzyjnych, jak „wychył lotki mocno w prawo”, „delikatnie oddaj wysokość”, stąd naturalne wydaje się wykorzystanie jego wiedzy do budowy bazy reguł rozmytego systemu sterowania. Taką wiedzę wykorzystano podczas projektowania prezentowanego regulatora.

W pierwszym etapie prac uzyskaną wiedzę wykorzystano do zaimplementowania algorytmu stabilizacji kątów przechylenia i pochylenia. Jako wejścia dla regulatora posłużyły uchyby wartości kątów (różnica wartości zadanej i wartości aktualnej) oraz odpowiadające im prędkości kątowe. Wyjściem regulatora jest zadane wychylenie odpowiednich powierzchni sterowych. W dalszej części opisano regulator dla kąta przechylenia. Regulator posiada dwa wejścia – wejście uchybu kąta przechylenia oraz wejście prędkości kątowej odchylenia, które ulegają rozmywaniu. Wyjściem regulatora jest ostra wartość zadanego wychylenia lotek. Dla stabilizacji kąta przechylenia w najprostszej wersji można zbudować regułę – wychył lotki przeciwnie do obrotu wykonywanego przez platformę, proporcjonalnie do prędkości kątowej. Regulator dla stabilizacji kąta przechyle-

nia w zaimplementowanej wersji zawiera zbiory wejściowe zdefiniowane jako: uchyb dodatni, uchyb ujemny, prędkość dodatnia i prędkość ujemna. Z prostej kombinacji wynika, że możliwe jest zbudowanie czterech reguł. Przeprowadzone symulacje oraz loty wykazały, że dla kąta przechylenia wystarczające jest zaimplementowanie dwóch reguł:

1. JEŻELI uchyb jest dodatni I prędkość jest ujemna, TO wychył lotki w prawo.
2. JEŻELI uchyb jest ujemny I prędkość jest dodatnia, TO wychył lotki w lewo.

Wykorzystując jedynie te dwie reguły, jak wykazały przeprowadzone próby, regulator potrafił wypracować sterowanie konieczne do utrzymania pożądanej wartości kąta przechylenia. Na rysunku 1. przedstawiono płaszczyznę sterowania zaimplementowanego regulatora rozmytego. Jako funkcje rozmywania wybrano arbitralnie nieliniowe funkcje klasy s oraz klasy z. Zarówno uchyb, jak i prędkość kątowa zostały znormalizowane w celu osiągnięcia większej uniwersalności rozwiązania. W przypadku regulatora rozmytego dla stabilizacji kąta pochylania baza reguł składała się z czterech reguł, wynikających z możliwych kombinacji zbiorów zdefiniowanych jak dla kąta przechylenia. Praktyczne próby z zastosowaniem jedynie dwóch reguł nie przyniosły zadowalających rezultatów.

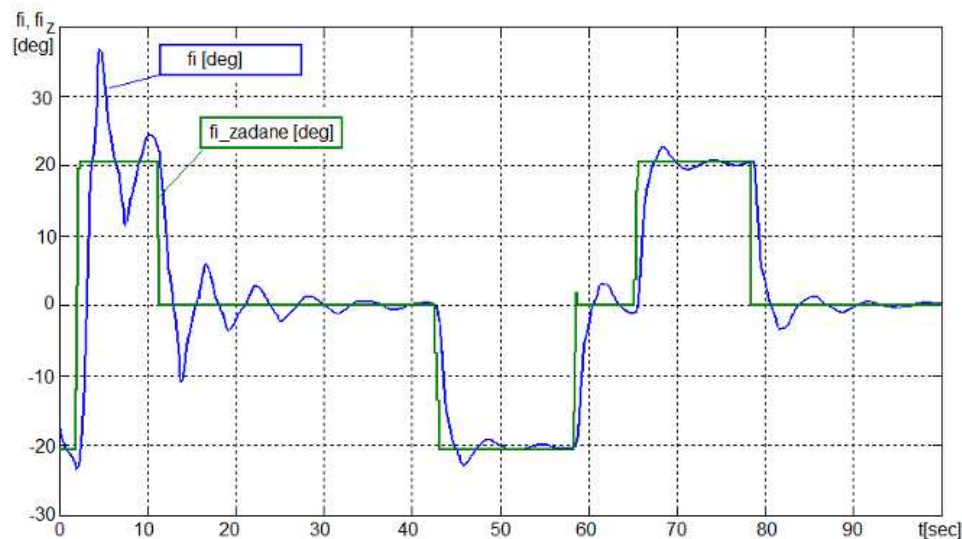


Rys. 1. Wyjściowa płaszczyzna sterowania regulatora

Fig. 1. Initial control plane of the controller

### 3. Implementacja regulatora i próby w locie

Opisany regulator został zaimplementowany na 32-bitowym mikrokontrolerze w języku C. Wybrano implementację regulatora Takagi-Sugeno, w którym następniki reguł przyjmują określone wartości. Implementacja została poddana próbom zarówno na stanowisku symulacyjnym, jak i podczas prób w locie. Podczas testów symulacyjnych wykorzystano model zbudowany na podstawie pracy [1] oraz stanowiska HIL (ang. *hardware in the loop*). Obliczenia dla modelu były wykonywane na komputerze klasy PC, obliczenia regulatora zaś w układzie mikroprocesorowym. Wymiana danych pomiędzy modelem a regulatorem odbywała się przez magistralę CAN. Przy domyślnych ustawieniach regulatorów wystąpiło znaczne przeregulowanie oraz oscylacje wartości kąta przechylenia, co pokazano w pierwszej części wykresu przedstawionego na rys. 2. Druga część wykresu przedstawia działanie regulatora po jego dostrojeniu, dokonanym poprzez zmianę parametrów funkcji przynależności.



Rys. 2. Działanie regulatora – dla wartości domyślnych (do 40 s) oraz po zmianie wartości parametrów funkcji przynależności

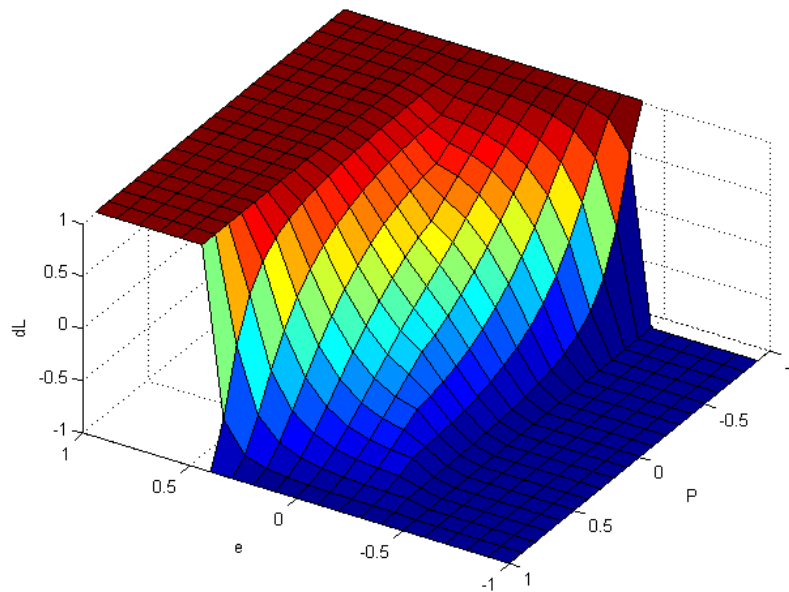
Fig. 2. Controller operation – for default values (up to 40 s) and after change of the values of membership function's parameters

Do prób w locie wykorzystano model motoszybowca „Cularis”. Przyjęto następujące podstawowe parametry modelu (za producentem [6]):

- rozpiętość – 2610 mm,
- długość kadłuba – 1260 mm,
- masa modelu (szybowiec) – 1400 g,

- masa modelu (elektryk) – 1680 g,
- powierzchnia nośna – 55 dm<sup>2</sup>,
- obciążenie powierzchni nośnej – 27 g/dm<sup>2</sup>,
- sterowanie: wysokość, kierunek, lotki, klapy, regulacja silnika.

Pierwsze przeprowadzone próby wykazały zgodnie z oczekiwaniami konieczność dostrojenia regulatora. Podobnie jak w przypadku symulacji, zmianie uległy funkcje fuzyfikacji (poprzez zmianę parametrów funkcji przynależności), nie zmieniano natomiast bazy reguł, metod wnioskowania i defuzyfikacji. W trakcie kolejnych prób eksperymentalnie dokonywano zmiany parametrów regulatora, aż do uzyskania zadowalającego efektu. Powierzchnię sterowania regulatora po jego dostrojeniu przedstawiono na rys. 3. Jak nie trudno zauważyć, powierzchnia sterowania zachowała charakterystyczny kształt (jak na rys. 1.), wynikający z zastosowanych zbiorów przynależności oraz reguł wnioskowania. Tym samym można wskazać dalszy kierunek budowy regulatora uniwersalnego dla danego typu platformy poprzez kształtowanie charakterystyk zbiorów wejściowych oraz zakresów normalizacji prędkości i uchybów sterowania.



Rys. 3. Płaszczyzna sterowania regulatora

Fig. 3. Control plane of the controller

#### 4. Wnioski

Przedstawiony prosty regulator rozmyty okazał się skutecznie spełniać postawione zadanie stabilizacji. Największą zaletą zastosowania regulatora rozmytego wydaje się być fakt braku konieczności znajomości dokładnego

modelu sterowanej platformy. Strojenie regulatora rozmytego przy przyjętych funkcjach przynależności sprowadza się do zmiany parametrów tych funkcji, bez konieczności modyfikacji bazy reguł czy metod wnioskowania. Zaimplementowany regulator można ulepszyć poprzez wprowadzenie członu całkującego lub dodanie dodatkowych przedziałów funkcji przynależności. Można również wzbogacić bazę reguł kosztem większego skomplikowania procesu dostrajania.

### Literatura

- [1] Bociek S., Gruszecki J.: Układy sterowania automatycznego samolotem. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999.
- [2] Gruszecki J.: Wybrane metody projektowania algorytmów sterowania obiektami latającymi, [w:] Wybrane zagadnienia sterowania obiektami latającymi, praca zbiorowa pod red. J. Gruszeckiego. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2011.
- [3] Rutkowski L.: Metody i techniki sztucznej inteligencji. PWN, Warszawa 2009.
- [4] Piegat A.: Modelowanie i sterowanie rozmyte. Wydaw. Exit, 2003.
- [5] Kopecki G., Pieniążek J., Tomczyk A.: Koncepcja systemu wspomaganie pilota w przestrzeni ograniczeń eksploatacyjnych samolotu lekkiego, [w:] Wybrane zagadnienia sterowania obiektami latającymi, praca zbiorowa pod red. J. Gruszeckiego. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2011.
- [6] [www.multiplexusa.com/model-kits/cularis.html](http://www.multiplexusa.com/model-kits/cularis.html).

## 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

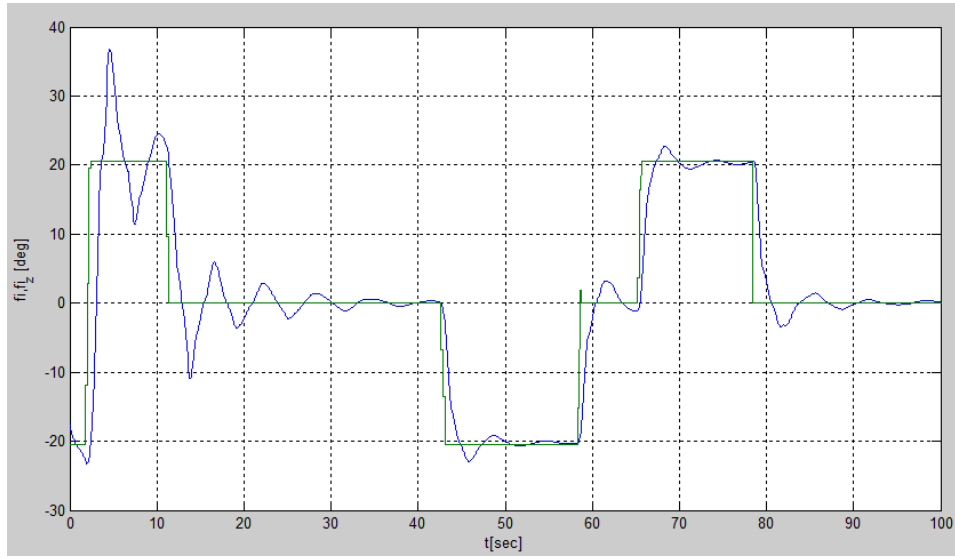
membership function parameters, without the modification of the knowledge base. In addition, the article points out the direction of possible future changes in the implemented controller.

**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.*





Krzysztof GŁOWACKI<sup>1</sup>

## AVIONICS SYSTEMS SOFTWARE DEVELOPMENT ACCORDING TO THE METHODOLOGIES CON- FORMING 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

### 1. Introduction

Airborne systems 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 reliability can be achieved by following three concepts during software development:

- error avoidance (by following safe practices),
- use of fault tolerance mechanisms (e.g. redundancy, diagnostics, BIT),
- testing (error detection and elimination).

Complete error avoidance in the software is impossible. Therefore there is an absolute necessity to minimize the probability of its occurrence. This is the main goal of DO-178B standard [1] that delivers guidelines for software development. Confirming these guidelines assures developing and employing a highly reliable

---

<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

software development methodology. Guidelines of DO-178B standard are used widely in projects provided by MTU Aero Engines Polska. Software Department of Engine Control and Monitoring Systems from its very beginning takes part within e.g. the following software development and certification projects presented in Table 1.

Table 1. Software development and certification projects

| Aircraft            | Project     | Unit                                       |
|---------------------|-------------|--|
| Eurocopter Tiger    | MTR390 ECMU | Engine Control and Monitoring Unit         |
| Airbus A400M        | TP400 ECU   | Engine Control Unit                        |
|                     | TP400 EPMU  | Engine Protection and Monitoring Unit      |
| Eurofighter Typhoon | EJ200 DECMU | Digital Engine Control and Monitoring Unit |

## 2. DO-178B in practice

DO-178B standard divides the area of software production into three key processes: SW Planning Process, SW Development Process and Correctness Process. The last one includes all activities that ensure correctness and quality of software. According to DO-178B standard, effective planning is a determining factor in producing software. The software life cycle, the software development methodology and its model are defined during the planning phase together with methods and tools that will be used to produce the software as well as specific plans and standards for each phase of software development. It is worth noting that these plans and standards are developed for the need of particular project (therefore they are called as project plans and project standards). This is required by the certification process. Project plans and standards constitute the basis for certification, it means that certification authority at first approves them, and then checks if the software development was conducted according to the project plans and verifies the adherence of the software and associated documentation to the project standards. Considering SW Development Process, DO-178B standard distinguishes its 3 stages, for all of them it requires correspondingly three project standards:

- Software Requirements Process,
- Software Requirements Standard (SRSTD),
- Software Design Process,
- Software Design Standard (SDSTD),
- Software Coding Process,
- Software Coding Standard (SCSTD).

Project standards used in different avionics software projects are similar. The differences can result from establishing different methods and practices of software development, different tools or programming languages used, and fi-

nally different hardware platforms. Similarities come first of all from the fact that most likely almost all project standards are developed on the basis of well-known and widely used software standards. There are numerous popular and acclaimed guidelines and standards for software development. It is worth mentioning as examples standards of programming languages (C, C++, Ada) published by such organisations as ANSI, IEEE, IOC or IEC. Additionally, there is a full range of standards for integer and floating point arithmetic, interface standards (ABI, EABI, API, ASI), and many others. All these, if they are helpful in particular project, can be used as a basis for development of project standards.

### 3. Standards

Every software engineer is aware that low quality requirements can lead to their incorrect interpretation, and in consequence to their incorrect implementation in the software. To prevent this kind of mistakes rules and guidelines of standards dedicated for software requirements have to be followed. Below there are of key importance attributes of high quality requirements according to ANSI/IEEE 830-1998 standard [2]: correctness, unambiguousness, completeness, coherence, verifiability, modifiability, traceability. Standards dedicated for software architecture contain the architecture design concepts, methods, principles and practices of modelling and representing software architecture. The most popular concept widely used especially in large projects is a functional decomposition method according which system is broken down into parts that are easier to conceive, understand, program and maintain. The paper presents the examples of principles and rules that need to be followed in the modern airborne systems software: modularity, encapsulation, loose coupling, partitioning, portability, reusability. As an example of the known architecture standard that is worth mentioning, is ANSI/IEEE 1471-2000 standard [3]. Software coding standards (coding conventions) are a set of guidelines and rules for a specific programming language that recommend programming style, practices and methods that used to improve the readability of the source code, to make the software maintenance easier and to avoid making errors (producing software bugs). Coding standard rules cover such areas like programming style (e.g. indentation, nesting, capitalization), naming conventions (style of user-defined identifiers names, such as functions, types, variables, files), comment conventions (style of code comments, documenting changes, descriptions of algorithms) and programming constructs (programming language dependent rules that include both, recommended and forbidden structures that results e.g. from constraints of target hardware platform or development tools). From the software reliability point of view, the most important are rules connected to recommended and forbidden programming constructs [4-8]. Below a few of them are mentioned as examples:

- avoid hazardous techniques (some of them are useful but require great care)
  - use of *go to* statement,
  - use of pointers and pointer arithmetic,
  - use of parallel computing,
  - use of floating point arithmetic,
  - handling of interrupts and exceptions,
  - use of recursion,
  - use of dynamic memory allocation,
- apply safe techniques (*defensive programming*)
  - data protection techniques (modularity, encapsulation, memory management),
  - check for null pointers,
  - check for data validity (checksums, consistency checks, range checks),
  - check for response time (prevents blocking of the system),
  - check for divisions by 0,
  - check for overflows/underflows,
  - initialisation of all variables to safe values,
  - care about special cases and boundary conditions (empty sets, infinite loops).

## 4. Examples

### 4.1. Time conversion (Ada95)

The programmer's task was to implement the following software requirement into the source code in Ada95 programming language: „Convert time read from RTC (Real Time Clock) device into seconds”. Time read from RTC device was stored within the following variable:

```
-- Time read from RTC (Real Time Clock)
rtc_time : RTC_TIME_T;
```

Variable type was defined as follows:

```
type RTC_TIME_T is
  record
    HOURS   : U_INT_8; -- Possible values in range 0..23
    MINUTES : U_INT_8; -- Possible values in range 0..59
    SECONDS : U_INT_8; -- Possible values in range 0..59
  end record;
```

Calculated time in seconds was stored in a variable defined as follows:

```
-- Time as seconds
time_as_seconds : S_INT_16;
```

The Table 2 presents types of variables used within this paper and their ranges.

Table 2. Typers of variables and their ranges

| Type     | Purpose                 | Range                      | Range                  |
|----------|-------------------------|----------------------------|------------------------|
| S_INT_8  | Signed Integer 8 Bit    | $-2^7 \div +2^7 - 1$       | -128÷127               |
| S_INT_16 | Signed Integer 16 Bit   | $-2^{15} \div +2^{15} - 1$ | -32768÷32767           |
| S_INT_32 | Signed Integer 32 Bit   | $-2^{31} \div +2^{31} - 1$ | -2147483648÷2147483647 |
| U_INT_8  | Unsigned Integer 8 Bit  | $0 \div +2^8 - 1$          | 0÷255                  |
| U_INT_16 | Unsigned Integer 16 Bit | $0 \div +2^{16} - 1$       | 0÷65535                |
| U_INT_32 | Unsigned Integer 32 Bit | $0 \div +2^{32} - 1$       | 0÷4294967295           |

The programmer wrote the following lines of code:

```
-- Calculate time in seconds
time_as_seconds := S_INT_16(rtc_time.HOURS * 3600) +
                  S_INT_16(rtc_time.MINUTES * 60) +
                  S_INT_16(rtc_time.SECONDS);
```

During execution of tests on the software it has been observed that indications of time in seconds are correct only at the beginning of software execution. It is observed that approximately after 5 minutes time in seconds starts to indicate incorrect and random values. Analysis confirmed that the Source Code presented above contains software bugs. Compiler did not generate any error or warning (Green Hills Software Ada 95 Compiler). Analyses of the source code have been started in search of software bug from the point of view of possible overflows.

```
-- Sum of maximum values of each element can not be greater than
-- maximum value of time_as_seconds range
time_as_seconds :=
  S_INT_16(rtc_time.HOURS * 3600) + -- max = 23 * 3600 = 82800 | > 32767
  S_INT_16(rtc_time.MINUTES * 60) + -- max = 59 * 60 = 3540 |
  S_INT_16(rtc_time.SECONDS); -- max = 59 = 59 |
-- =====|=====
-- SUMA = 86399 | > 32767
```

The results were the following:

- overflow of `time_as_seconds` (its maximum value 86399 is not contained in range `S_INT_16`),
- overflow of `rtc_time.HOURS * 3600`.

(Its maximum value 82800 is not contained in range `S_INT_16`).

It can be easily calculated that the detected overflows will cause incorrect software behaviour after 9 h, 6 min and 7 s. During further analysis stated the following facts:

- compiler considers multipliers (values 60 and 3600) to be also `U_INT_8` type, because only then it can multiply elements `HOURS` and `MINUTES` by these factors,

- (note: type checking is specific for Ada programming language, operation of multiplication, addition, etc. are allowed only if data is of the same type, otherwise compiler generates an error and preclude software build),
- the result of these multiplications is stored as `U_INT_8`.

The following conclusions were reached:

- overflow of value 3600 (value 3600 is not contained in range `U_INT_8`)

```
3600 : 00001110 00010000
255  : 00000000 11111111
```

Compiler considers the value 3600 as `U_INT_8`. So it cuts the most significant byte of value 3600 represented in binary format leaving the least significant byte. The value that was left in the least significant byte in decimal format is equal to 16. Therefore the conclusion is that the element `HOURS` is not multiplied by 3600, but always by 16,

- overflow of `rtc_time.MINUTES * 60` (its maximum value 3540 is not contained in range `U_INT_8`)

```
3540 : 00001101 11010100
255  : 00000000 11111111
```

The overflow occurs when element `MINUTES` reaches value 5.

The general conclusion is that the detected errors will cause incorrect software behaviour after 4 min and 59 s. The following solution was presented. First of all, the range of `time_as_seconds` should be increased (its type was changed from `S_INT_16` to `S_INT_32`). To avoid overflow of factor 3600, and products `rtc_time.HOURS * 3600` and `rtc_time.MINUTES * 60`, the type casting order was changed. Elements `HOURS` and `MINUTES` should be type casted to `S_INT_32` first, then multiplied by values 3600 and 60 (note that the factors will be considered by the compiler in this case to be `S_INT_32` type).

```
-- Calculate time in seconds
time_as_seconds := M_S_INT_32(rtc_time.HOURS ) * 3600 +
                  M_S_INT_32(rtc_time.MINUTES) * 60   +
                  M_S_INT_32(rtc_time.SECONDS);
```

The source code above is correct, however it does not follow the following rule:

**„Untyped constants (named numbers) shall not be used.”**

The rule says that values which have specified meaning in the software should be represented by constants with defined type. Exceptions can be e.g.: value 0 (initialisation value), value 1 (incrementing, decrementing). The solution following the rule above is:

```
-- Calculate time in seconds
time_as_seconds := S_INT_32(rtc_time.HOURS ) * HOUR_TO_SEC_CS +
                  S_INT_32(rtc_time.MINUTES) * MINUTE_TO_SEC_CS +
                  S_INT_32(rtc_time.SECONDS);
```

where constants should be defined as follows:

```
-- Constant converting minutes to seconds
MINUTE_TO_SEC_CS : constant S_INT_32 := 60;
-- Constant converting hours to seconds
HOUR_TO_SEC_CS   : constant S_INT_32 := 3600;
```

Note that if the programmer follows the rule presented above writing this part of code, compiler would generate an error and preclude software build. Then the programmer would need to provide type casting taking full responsibility for correctness of these operations.

## 4.2. Boolean type variables (C)

There are three basic versions of C programming language known as ANSI C / C89 / C90, C99 and C11 defined by corresponding standards published by organisations ANSI, ISO and IEC. All three versions are very similar, however there are some differences. On the basis of C89/C90 and C99 comparison this example shows the difference of the usage of Boolean type and discusses misunderstandings resulting from this difference that can lead to producing software errors. Within C99 there is a built-in Boolean type. This means that including proper header (in this case `<stdbool.h>`) the programmer can use it. Within C90 there is no built-in Boolean type. That means it must be defined by the programmer manually (e.g. as a typedef or enum, as presented below).

```
/* Boolean definition by typedef */
typedef int boolean;
#define TRUE 1
#define FALSE 0
/* Boolean definition by typedef */
typedef int boolean;
#define TRUE (1==1)
#define FALSE (!TRUE)
/* Boolean definition by enum */
typedef enum { FALSE, TRUE } boolean;
```

All three Boolean definitions presented above work in a program equally however in a different manner than the C99 Boolean type. The difference is shown by the following programming experiment.

There have been two very similar programs written and separately built by using the compiler GCC 4.5.3 (GNU Compiler Collection) configured for two versions of C programming language, corresponding C90 and C99. In both programs three Boolean variables have been created (Table 3). The task of both programs was to display the logical values of those variables and the results of conjunctions between them (Table 4). Conclusions from this programming experiment are presented in Table 5.

Table 3. Boolean variables

| Standard C90                     | Standard C99                  |
|----------------------------------|-------------------------------|
| <code>boolean b1 = FALSE;</code> | <code>bool b1 = FALSE;</code> |
| <code>boolean b2 = TRUE;</code>  | <code>bool b2 = TRUE;</code>  |
| <code>boolean b3 = 8;</code>     | <code>bool b3 = 8;</code>     |

Table 4. Logical values of Boolean variables

| Standard C90               | Standard C99               |
|----------------------------|----------------------------|
| b1 : 0    b2 : 1    b3 : 8 | b1 : 0    b2 : 1    b3 : 1 |
| b1 && b2 : 0               | b1 && b2 : 0               |
| b1 && b3 : 0               | b1 && b3 : 0               |
| b2 && b3 : 0               | b2 && b3 : 1               |
| b2 && 8 : 0                | b2 && 8 : 0                |
| b2 && (boolean)8 : 0       | b2 && (bool)8 : 1          |

Table 5. Conclusions from this programming experiment

| Standard C90  | Standard C99   |
|---|--|
| Operands have <u>logical values</u> :<br>- 0 (FALSE) when operand is equal to 0<br>- 1 (TRUE) when operand is equal to 1<br>- undefined when operand is not equal to 0 and not equal to 1 | Operands have <u>logical values</u> :<br>- 0 (FALSE) when operand is equal to 0<br>- 1 (TRUE) when operand is not equal to 0 |
| boolean b3 = 8<br>is not TRUE and not FALSE   | bool b3 = 8<br>is TRUE   |

Programmers using C99 version are safe but those coding in C90 that do not know the difference discussed above can produce software errors like this one presented below. The statuses of temperature measurement are read from the following buffer elements:

```
rx_buffer[4] /* Sensor status (Bool) U_INT_8 */
rx_buffer[5] /* Signal status (Bool) U_INT_8 */
```

It is assumed that buffer elements 4 and 5 contain statuses of correspondingly sensor and signal failures, where value 0 indicates failure occurrence, value 1 lack of failure. If at least one failure is detected the program should set the global temperature measurement flag to TRUE, otherwise to FALSE. The programmer wrote the following lines of code:

```
/* Set the temperature measurement failure flag */
if (rx_buffer[4] == 1) || (rx_buffer[5] == 1)
{ temp_measure_fail = TRUE; }
else
{ temp_measure_fail = FALSE; }
```

The source code presented above is not correct due to the fact that sensor and signal statuses are stored in buffer element of type U\_INT\_8 (possible value in range 0÷255). Therefore, in case of data corruption or transmission failure there is a possibility that buffer element 4 and/or 5 contain the value other than 0 and 1. In such case the program will set the flag temp\_measure\_fail to FALSE indicating lack of sensor and signal failures. This can lead to confidence that the temperature measurement and its value are correct. The programmer produces a software bug because he did not follow the following rule:

**„Boolean data shall be tested against 0 value (FALSE).”**



According to this rule the software requirement should be implemented in one of the following two correct ways:

```
if (rx_buffer[4] == 0) && (rx_buffer[5] == 0)
{ temp_measure_fail = FALSE; }
else
{ temp_measure_fail = TRUE; }
```

or

```
if (rx_buffer[4] != 0) || (rx_buffer[5] != 0)
{ temp_measure_fail = TRUE; }
else
{ temp_measure_fail = FALSE; }
```

It is worth a mention that the source code built by using compiler configured for C99 version of C programming language would generate correct program (`temp_measure_fail` would be set to `TRUE`).

## 5. Summary

The main goal of software production according to DO-178B standard is to increase the software reliability by avoiding errors during its development. For that purpose there is a necessity to strictly follow the rules and guidelines defined in standards. The examples presented within this paper show that following these rules prevent producing software bugs that can be undetectable during software build, and hidden or latent errors that reveal after some time of software run what is especially dangerous for airborne systems software. Conforming the rules and guidelines in the end saves time and effort needed for analysis of software requirements and source code in order to find and eliminate software bugs.

## References

- [1] DO-178B: Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification.
- [2] ANSI/IEEE 830-1998: Recommended Practice for Software Requirements Specifications.
- [3] ANSI/IEEE 1471-2000: Recommended Practice for Architecture Description of Software-Intensive Systems.
- [4] MISRA-C:2004: Guidelines for the use of the C language in critical systems.
- [5] ARINC Specification 653P1-2: Avionic Application Software Standard Interface.
- [6] Hilderman V., Baghai T.: Avionics certification. A complete guide to DO-178 (Software), DO-254 (Hardware). Avionics Communications Inc., 2011.
- [7] Maguire S.: Writing solid code: Microsoft's techniques for developing bug-free C programs. Microsoft Press, 1993.
- [8] Dąbrowski W., Subieta K.: Podstawy inżynierii oprogramowania. Polsko-Japońska Wyższa Szkoła Technik Komputerowych, Warszawa 2005.

*Projekt współfinansowany ze środków Unii Europejskiej z Europejskiego Funduszu Rozwoju Regionalnego w ramach Programu Operacyjnego Innowacyjna Gospodarka.*

## **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 zastrzone 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 ujednocila 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.*

Juraj HUDÁK<sup>1</sup>  
Miroslav TOMÁŠ<sup>2</sup>

## 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

### 1. Introduction

When box-shaped products are drawn, the restriction beads at straight walls of drawn parts are used to prevent the excessive material draw-in into the drawing die cavity. The restriction beads provide uniform material plastic flow into drawing die cavity by additional material deformation – bending and unbending. The restriction beads are usually placed on the blankholder and slots are placed opposite onto the drawing die. This technology as well as con-

---

<sup>1</sup> Juraj Hudák, e-mail: Juraj.Hudak@tuke.sk

<sup>2</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

structional feature requires enough blank size to provide its function through the deep drawing process and to bring up enough radial stress on drawing die radius as well [1, 2]. The position of the restriction bead, defined by dimension  $e_1$  (Fig. 1) should comply with drawpiece's shape and constructional strength in the area of drawing die radius. When flanged drawpieces are drawn, the restriction beads are placed to the distance beyond the edge of the flange. It requires an additional material, what increases the blank size and gets worse both, the material utilization and the economy of production.

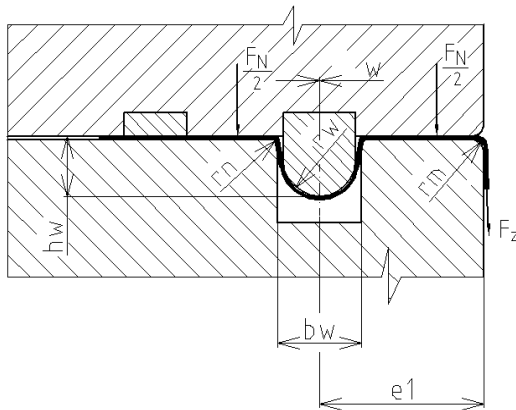


Fig. 1. Forces at deep-drawing with restriction beads

Nowadays, in the forming praxis are used different design concepts of forming dies to control material plastic flow in the flange at deep drawing of complicated drawpieces, such as large automotive panels or stainless steel sinks. Dieffenbacher developed Multi Point Cushion system (Fig. 2) for deep drawing of stainless steel sinks as presented by Pahl [3]. Altan reviewed various practical MPC systems and described using of nitrogen, hydraulic or pneumatic cylinders to apply a constant blank holder force through the press stroke [4]. Doege [5] presented the application of pliable blank holder system allowing to achieve a more homogeneous blank holder pressure. Pliable blank holder system results in a uniform pressure distribution in the flange and improves material plastic flow during deep drawing [5]. The other ways how to control blank holder force summarized Trzepieciński as systems using a multi-segmented flat and tapered blankholders, pulsatory and elastic blankholders as well as intelligent multi input multi output (MIMO) systems with numerically controlled blankholder force [6]. Most of mentioned processes are based on numerical controlling the blank holding force in separated areas of the flange by closed-loop control circuits.

The important parameter after the deep drawing process is the drawpiece's wall thickness change as a result of stress and strain distribution during the deep drawing. The wall thickness change react precisely when parameters of deep drawing such as the blankholder force and the friction are changed and anisotropy of steel sheets is considered as well. Thus, measuring the wall thickness

change allows finding out the critical areas at deep drawing. The change of sheet metal thickness is usually measured using the dial gauge with coned flat tips along drawpiece's contour in specified sections. This manual method is not very precise and time consuming. The precision of thickness measurement is increased by the number of measurements [7]. Nowadays, automated measurement systems have been developed, such as the optical system Argus by GOM mbH based on photogrammetry. The Argus is the contact-less measuring system based on optical scanning of deformation grid after drawpieces' plastic deformation. The deformation grid had to be etched onto the blank before its processing. Pictures of the deformed drawpiece with deformation grid have to be taken from different angles. Then, from pictures and recognized coded points, using software image processing are computed 3D coordinates of grid points and computed distances between them. Based on volume constancy law major and minor strains, thickness reduction or critical areas of drawn part are computed [8].

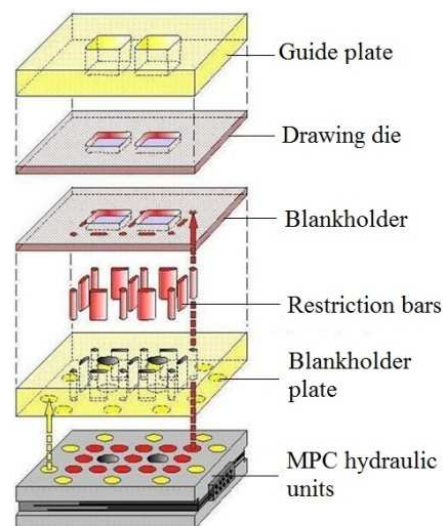


Fig. 2. Design of a drawing die using flat restriction bars (Multi Point Cushion by Dieffenbacher)

The optical measuring system Argus is now established in the forming practice as well. Frącz et al. [9-11] used the Argus system for verification and optimization of the numerical simulation of sheet metal forming process. They have used the system for direct experimental verification of computer simulation results and the selection of boundary conditions in simulations. They have found that this system does not provide acceptable accuracy in the measurement of certain areas of the drawpiece, especially those that include internal, small radii. Slota et al. [12] tested the sensitivity of the Argus system by using a photo or a video camera to take the pictures, using the anti-reflexive spray and comparing the strains computed by the numerical simulation and ones measured by the

Argus system. Authors have observed great sensitivity of different factors on the measured values of strains, such as the time of etching, etching process parameters, type of measuring grid, quality of sheet surface in pre-production phase and type of used camera, application of developer, interpolation parameters, different lighting conditions, angles of the camera view and the number of captured pictures in post-production phase.

## 2. Experimental procedure

The aim of the contribution is to compare results of thickness change measured manually and by optical system Argus. The experimental work has been done on the drawpiece of the bathtub model using the method of deep drawing with flat restriction bars. In the Department of Technologies and Materials Technical University in Košice the drawing die with flat restriction bars has been developed to control material plastic flow at deep drawing of bathtub model drawpiece [13, 14]. The material plastic flow is regulated by changing friction forces between flat restriction bars and the blank as well as the blank and the blankholder. The friction force value is regulated by normal force derived from gas springs placed under the die. Gas springs are placed at the straight sections of the die cavity as it is shown in Figs. 3 and 4. The gas springs (6 and 7) act to the flat restriction bars 4 through the pillars 5 against the blankholder 3, when the blankholder touches down on the blank lying on the restriction bars. Then, the normal forces of gas springs generate the friction forces when the blank is draw-in into the die cavity. The normal forces of gas springs are controlled separately for each gas spring by its filling pressure using the regulation unit 8. The scheme of the control unit and gas springs connections is shown in Fig. 5. The steel sheet KOSMALT 240 with thickness 0.6 mm was used for deep drawing. The properties of the experimental material are shown in Table 1. The polyethylene plastic foil was used as a lubricant.

Table 1. Mechanical properties of the KOSMALT 240 steel sheet with a thickness  $a_0$  of 0.6 mm

| Specimen orientation | $R_{p0.2}$ [MPa] | $R_m$ [MPa] | $A_{80}$ [%] | $r$  | $r_m$ | $\Delta r$ | $n$   | $n_m$ |
|----------------------|------------------|-------------|--------------|------|-------|------------|-------|-------|
| 0°                   | 191              | 307         | 40.9         | 1.52 | –     | –          | 0.221 | –     |
| 45°                  | 195              | 310         | 33.4         | 1.35 | 1.488 | 0.275      | 0.218 | 0.219 |
| 90°                  | 176              | 305         | 36.9         | 1.73 | –     | –          | 0.219 | –     |

As it is shown in Fig. 4, the restriction bars are placed from the side of the blank where they did not affect the surface appearance because of possible scratches when material moves through the restriction bars. Note that the blankholder surface must be free of any slots. The gas springs number and position depend on drawpiece's shape (the length of straight wall) and it is shown in

Fig. 5. At the gas spring dimensioning we assume the gas spring force  $F_{BL}$  must initiate the friction force  $T_{BL}$  on unit length of flat restriction bar between the blank and the blankholder as well as the blank and the drawing die, see Fig. 6. Coming out from assumptions presented in the literature [12] the force  $F_{BL}$  we can calculate as follows:

$$F_{BL} = \frac{F_{r \max}}{2\mu} = \frac{\sigma_{r \max} \cdot l_{BL} \cdot a_0}{2\mu},$$

where:  $\sigma_{r \max}$  – maximum uniform stress of processed steel sheet,  $l_{BL}$  – length of flat restriction bar,  $a_0$  – steel sheet thickness,  $\mu$  – friction coefficient.

Based on the calculation were chosen the gas springs shown in Table 2 connected as it is shown in Fig. 5.

Fig. 3. Parts of experimental drawing die: 1 – punch, 2 – die, 3 – blankholder, 4 – flat restriction bar, 5 – pillar, 6 – gas spring (75 kN), 7 – gas spring (30 kN), 8 – regulation unit, 9 – pressure hose

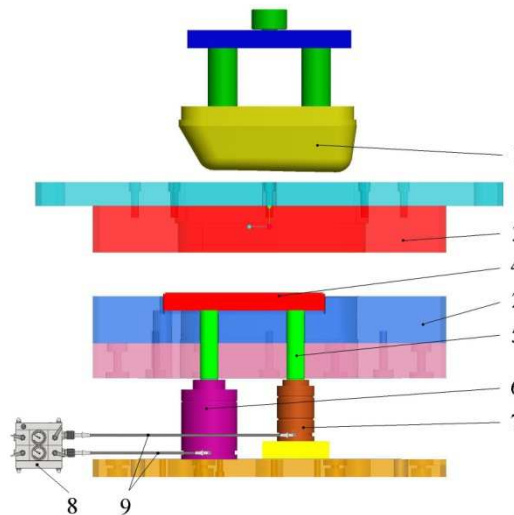


Fig. 4. The drawing die with flat restriction bars



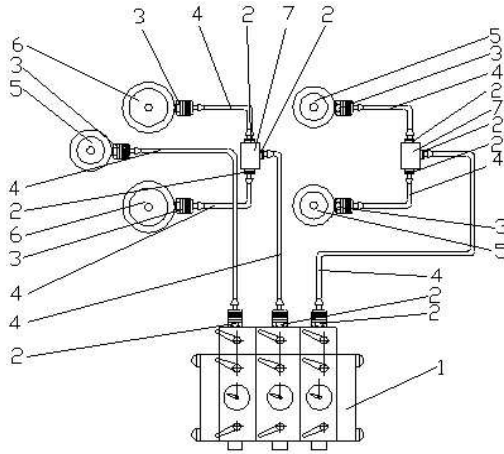


Fig. 5. Scheme of control unit and gas springs connections: 1 – control unit, 2, 3 – connector, 4 – high pressure tube, 5, 6 – gas springs, 7 – T-connector

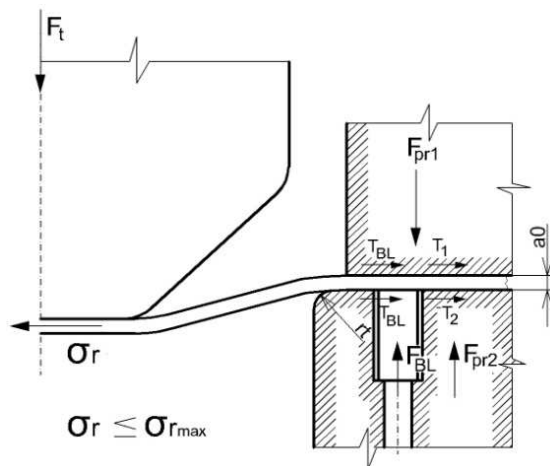


Fig. 6. Forces on contact surfaces at deep drawing with flat restriction bars

Table 2. Gas springs filling pressure

| Gas spring      | Pressure [bar] | Pressure at stroke [kN] |
|-----------------|----------------|-------------------------|
| TPF 3000 x 10 C | 85             | 38                      |
| TPF 7500 x 10 C | 45             | 38                      |

At deep drawing with flat restriction bars it is important to set pressure in gas springs to reach the drawpiece without loss of primary (wrinkles under the blankholder), secondary (wrinkles in free walls of drawpiece) and tertiary (fracture) stability. The blankholding force was set to 340 kN due to using the polyethylene plastic foil as lubricant. The gas springs filling pressure was decreased step by step in both pairs of springs (5, 6) from the maximum filling pressure to



the values as it is shown in Table 3, when the drawpiece without cracks and wrinkles has been drawn. The research of wall thickness reduction was realized on the drawpiece in longitudinal axis (section A-A) and in the bathtub corner (section B-B) as it is shown in Fig. 7. The section A-A fits to the steel sheet rolling direction  $0^\circ$  and section B-B fits to direction  $45^\circ$  against rolling direction. The wall thickness was measured by the dial gauge with coned flat tips on cut drawpiece in distance of points 5 mm. Thickness reduction was then calculated as relative value of initial  $a_0$  and final  $a_t$  sheet thickness:  $(a_t - a_0)/a_0 \cdot 100\%$ .

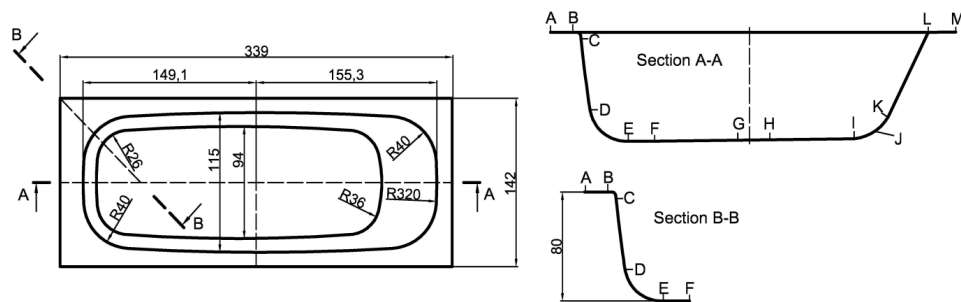


Fig. 7. The sections of the bathtub for measurement of wall thickness reduction

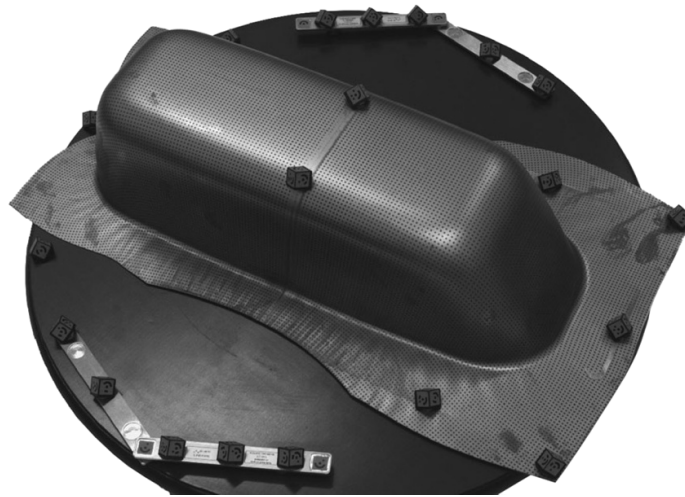


Fig. 8. The bathtub drawpiece with coded points

The other way to measure wall thickness reduction was to use the non-contact optical 3D deformation measuring system Argus. Prior the deformation of the initial blank was etched by electrolytic method using the etching device EU Classic by Östling and the electrolyte. The regular point's pattern was

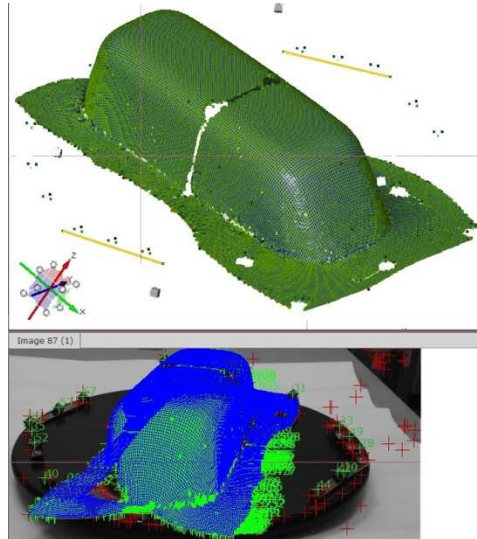


Fig. 9. Grid of identified points

applied to the surface of the blank with point distance 2 mm. After deformation by deep drawing with flat restriction bars, coded point was positioned round the drawpiece and set of pictures of the bathtub of the drawpiece model in several different positions with different views have been recorded using the video camera with 5-megapixel resolution. The bathtub drawpiece with coded points is shown in Fig. 8. Recognized points and grid created at evaluation mode is shown in Fig. 9.

### 3. Results and discussion

The changes of wall thickness reduction measured in longitudinal section A-A are shown in Fig. 10 and the changes in the section B-B through the bathtub corner are shown in Fig. 11. The values of wall thickness reduction measured by dial gauge with coned flat tips are shown in dashed line. The values of wall thickness reduction measured by optical system Argus are shown in solid line. The values of maximum local thinning measured by dial gauge with coned flat tips have been found as follows:

- a) in the section A-A two local thinning are localized in transitional radius of wall to bottom D-E with the value of 23.28% and 20.28%; in transitional radius of slanted wall to bottom I-K is localized the third local thinning with the value of 28.33%,
- b) in the section B-B through the corner with orientation  $45^\circ$  to longitudinal bathtub axis the local thinning of 32.94% in transitional radius of wall to bottom D-E was identified.

The values of maximum local thinning measured by optical system Argus have been found as follows:

- a) in the section A-A two local thinning are localized in transitional radius of wall to bottom D-E with the value of 11.11% and 15.34%; in transitional radius of slanted wall to bottom I-K the third local thinning with the value of 25.34% is localized,
- b) in the section B-B through the corner with orientation  $45^\circ$  to longitudinal bathtub axis the local thinning of 29.10% in transitional radius of wall to bottom D-E was identified.

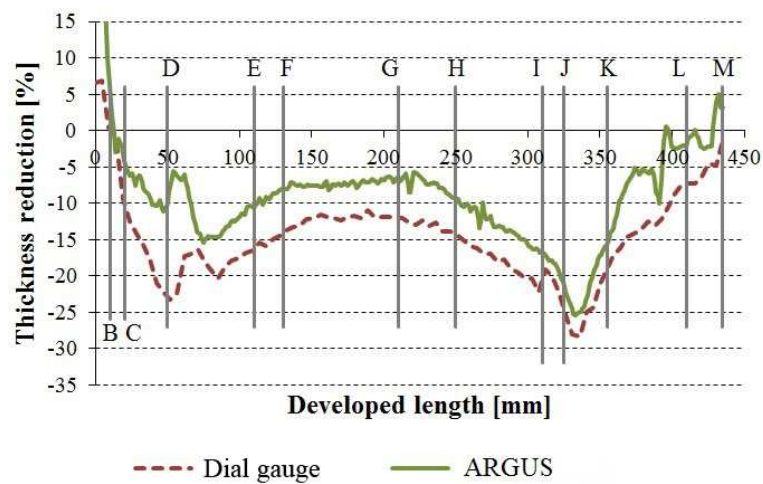


Fig. 10. Comparison of thickness reduction measured by the dial gauge and the non-contact 3D optical system ARGUS, the section A-A

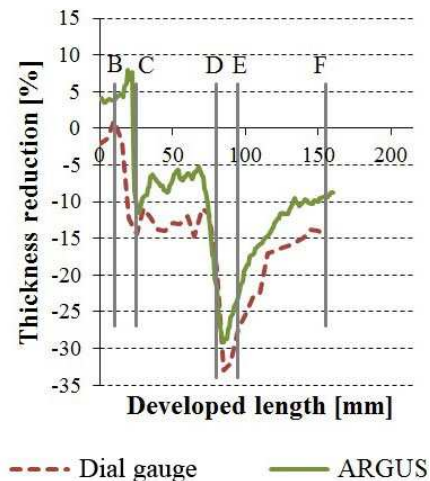


Fig. 11. Comparison of thickness reduction measured by the dial gauge and the non-contact 3D optical system ARGUS, section B-B

Table 3. Comparison of wall thickness reduction measured by the dial gauge and the 3D optical ARGUS system

| Wall thickness reduction [%] | Section A-A | Section B-B |
|------------------------------|-------------|-------------|
|                              | I-K         | D-E         |
| Dial gauge                   | 28.33       | 32.94       |
| ARGUS                        | 25.34       | 29.10       |
| Difference                   | -10.6%      | -11.7%      |

The values of maximum local thinning are compared for both methods of measuring in Table 3. If the maximum values of thickness reduction are considered, the non-contact 3D optical system Argus gives the lower values at critical areas of the model of the bathtub drawpiece –10.6% in section A-A and –11.7% in section B-B, comparing to ones measured by dial gauge. The differences of maximum local thinning measured by the optical system Argus are given by two factors: the first one is the quality of the etched deformation grid and the second ones are the appropriate shooting conditions to take pictures of the drawpiece and positioned coded points. Concerning the quality of the etched deformation grid, the regular round point and the high contrast with the surrounded surface are necessary. Thus, the blank surface quality is also the important and the surface must be free of any corrosion, oil, tallow and other defects. The quality of etching is connected with the time of etching, etching process parameters and an appropriate electrolyte. Over-etching or inadequate etching may cause the irregularity of the point, so the optical system identifies even though small, but the incorrect position and dimensions of the point and then differences in the strain calculations may occur. The deformation of the etched grid on the blank surface also shows the initial imperfections as it was found by Frącz et al. [10] when they have investigated the sensitivity of the optical system Argus as well. Concerning the shooting conditions, the most important factors are lighting, aperture and shutter speed, the number of captured pictures taken at shooting, angles of camera view, etc. The aperture and the shutter speed have been chosen to reach the maximum depth of focus. The number of pictures is dependent on the total accuracy of optical measuring of 0.04 pixels as recommended in the literature [8]. The most important factor influenced on the results we consider the lighting conditions, because used fluorescent light is not the most convenient for shooting.

#### 4. Conclusions

Based on the experiments of deep drawing of the model of the bathtub drawpiece and evaluation of thickness reduction measured by the dial gauge and by the non-contact 3D optical system Argus, following outputs can be stated:

1. The experiments verified the method of the deep drawing with flat restriction bars. The controllable gas springs have been used to restrict

the material plastic flow into the drawing die cavity by friction forces between the blank and flat restriction bars generated by normal forces of gas springs. The flat restriction bars have been placed in the straight walls of the drawing die cavity as it is given at the deep drawing with restriction beads.

2. Two methods of wall thickness reduction measurement were compared – measurement of the thickness by the dial gauge and by the non-contact 3D optical system Argus. The results of measurements of bathtub wall thickness reduction showed the same tendency, but there is a difference in values of thickness reduction. Measurements based on the non-contact 3D optical system Argus gives the lower values of wall thickness reduction at critical areas of bathtub model equal of  $-10.6\%$  in the section A-A and  $-11.7\%$  in the section B-B, comparing to ones measured by the dial gauge. Some possible reasons have been discussed, as the most important we consider the surface quality of the blank (free of corrosion, oil etc.), the quality of the etched grid and the lighting used at shooting.
3. The more precise method for wall thickness reduction measurement authors consider the contact method using the dial gauge with coned flat tips with measuring realised along contour of draw piece in specified sections, even though the method is considered as not very precise and time consuming. The precision of thickness measurement can be increased by the number of measurements.

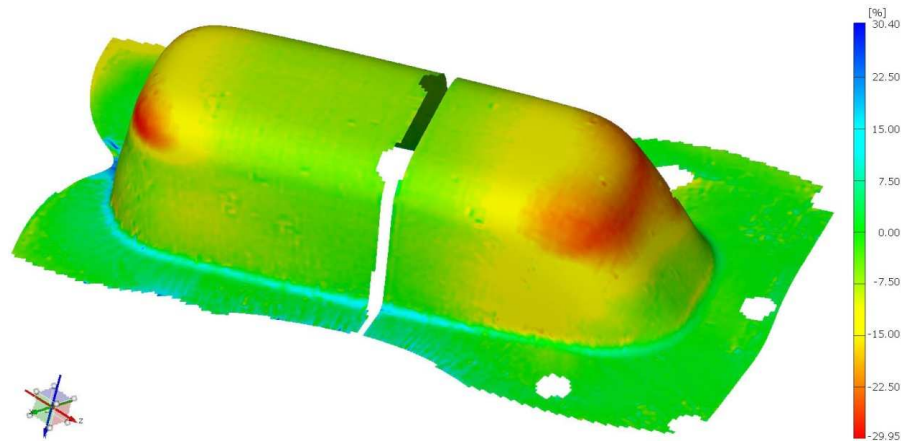


Fig. 12. Thickness reduction of the bathtub drawpiece measured by the non-contact optical system ARGUS

4. The difficulties in measurement of small radii by the optical system Argus as it was presented by Frącz et al. [9] have been proved. The wall thickness reduction on the drawing die radii cannot be measured by the

Argus; the values shown in Fig. 12 are averaged using values of surrounded points.

## References

- [1] Eary D.F., Reed E.A.: Techniques of pressworking sheet metal. Prentice-Hall Inc., Englewood Cliffs, New Jersey 1974.
- [2] Pollák L.: Stamping dies design. ALFA, Bratislava 1978.
- [3] Pahl K.J.: New developments in multi-point die-cushion technology. J. Mat. Proc. Technol., 71 (1997), 168-173.
- [4] Altan T., Penter L.: Application of modern cushion systems to improve quality and productivity in sheet metal forming. Proc. CIRP Conf. Machine-Process Interactions, Vancouver 2010.
- [5] Doege E., Elend L-E.: Design and application of pliable blank holder systems for the optimization of process conditions in sheet metal forming. J. Mat. Proc. Technol., 111 (2001), 182-187.
- [6] Trzepieciński T.: Advances in sheet metal forming technologies. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej Mechanika, 84/4 (2012), 59-70.
- [7] Pollák L.: Anisotropy and drawability of steel sheet. Alfa, Bratislava 1978.
- [8] ARGUS User's Guide, 2011.
- [9] Frącz W., Stachowicz F., Trzepieciński T.: Investigations of thickness distribution in hole expanding of thin steel sheets. Arch. Civ. Mech. Eng., 12 (2012), 273-289.
- [10] Frącz W., Pieja T., Stachowicz F.: Aspekty weryfikacji i optymalizacji symulacji numerycznych procesu tłoczenia blach z wykorzystaniem systemu fotogrametrycznego. Wydaw. AKAPIT, Kraków 2012, 187-200.
- [11] Frącz W., Stachowicz F., Pieja T.: Aspects of verification and optimization of sheet metal numerical simulations process using the photogrammetric system. Acta Metall. Slovaca, 19 (2013), 51-59.
- [12] Slota J., Jurčičin M., Gajdoš I., Spišák E.: The sensitivity of a photogrammetric method in formability analysis. Acta Mech. Automatica, 7 (2013), 117-123.
- [13] Hudák J., Tomáš M.: Experimental drawing die with plastic flow regulation for complicated pressings shapes. Acta Mech. Slovaca, (2008), 163-168.
- [14] Hudák J., Tomáš M.: Intensification of deep drawing process for production of square cups. Kovárenství, 44 (2012), 61-64.

## Acknowledgement

*The contribution was working out with the support of grant projects VEGA 1/0824/12 "Study of tribology aspects of formability of coated steel sheets and tailored blanks", VEGA 1/0396/11 "The research and optimisation of methods for evaluation strength and plastic properties of tin steel sheets" and as a result of project implementation: Centre for research of control of technical, environmental and human risks for permanent development of production and products in mechanical engineering (ITMS: 26220120060) supported by the Research & Development Operational Programme funded by the ERDF.*

## **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. Pomiar przeprowadzony 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.*

Krzysztof KAŻMIERCZAK<sup>1</sup>  
Zdzisław ROCHAŁA<sup>2</sup>  
Konrad WOJTOWICZ<sup>3</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

### 1. Wprowadzenie

Modelowanie dynamiki lotu statku powietrznego to zaawansowany proces, w wyniku którego można z dużym przybliżeniem określić zachowanie badanego obiektu pod wpływem wielu różnych czynników. Liczba i jakość otrzymanych wyników zależy przede wszystkim od wiedzy inżynierów zajmujących się tym zagadnieniem. Niezbędna jest znajomość mechaniki lotu, aerodynamiki, teorii sterowania oraz umiejętność posługiwania się zaawansowanym aparatem mate-

---

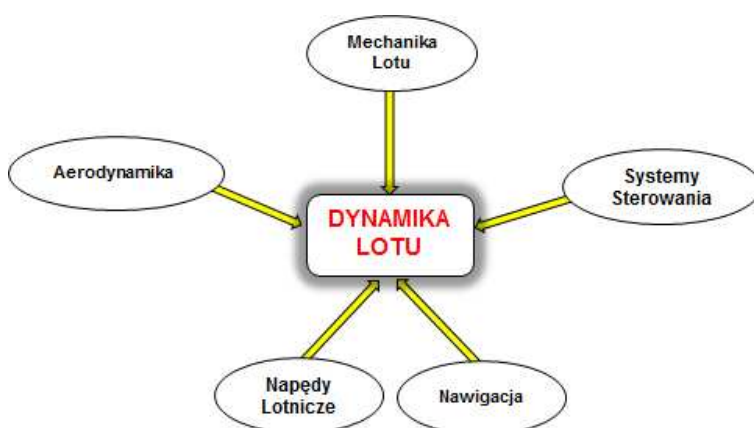
<sup>1</sup> Krzysztof Kaźmierczak, e-mail: krzysztof.kazmierczak@wat.edu.pl

<sup>2</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

<sup>3</sup> Konrad Wojtowicz, kwojtowicz@wat.edu.pl



matycznym, dodatkowo wsparta doświadczeniem technicznym (rys. 1.). Uzyskane podczas modelowania efekty są wykorzystywane jako wsparcie podczas projektowania nowego statku powietrznego, systemu sterowania czy w trakcie budowania odpowiedniego symulatora lotu. Wykonane stanowiska symulacyjne są następnie wykorzystywane podczas szkolenia załóg lub w celach dydaktycznych na uczelniach o profilu lotniczym. Umożliwia to zapoznanie się ze specyfiką wybranego statku powietrznego, z jego wyposażeniem pokładowym i zachowaniem w powietrzu oraz ze sposobem sterowania mimo braku dostępu do rzeczywistego obiektu.



Rys. 1. Zakres wiedzy wykorzystywany w procesie modelowania dynamiki ruchu statku powietrznego

Fig. 1. Technical knowledge employed in the dynamic modeling process of an airliner

## 2. Stanowisko symulatora kabiny samolotu pasażerskiego

W ramach prac prowadzonych w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego Wojskowej Akademii Technicznej [1] zbudowano dydaktyczny symulator kabiny współczesnego samolotu pasażerskiego Boeing 737 NG (rys. 2.). Podstawę konstrukcji symulatora kokpitu stanowi replika kabiny wykonana przez producenta tego typu elementów. Wszystkie części składowe kabiny zostały wykonane w skali 1:1 z dużą dbałością o szczegóły. Wszelkie napisy i inskrypcje na panelach i klawiszach przycisków odpowiadają formą i umiejscowieniem rzeczywistym odpowiednikom. Zbudowany kokpit symulatora składa się z konstrukcji nośnej, panelu centralnego z otworami pod monitory oraz z konstrukcji do montażu pulpitów (ang. *glareshield*) sterujących dla autopilota i EFIS.



Rys. 2. Stanowisko symulatora kabiny samolotu pasażerskiego Boeing 737 NG

Fig. 2. The simulation station of Boeing 737 NG airliner cockpit

Głównym kryterium brany pod uwagę podczas budowy stanowiska symulatora było wykonanie trwałych podzespołów, tak aby nie ulegały one mechanicznym uszkodzeniom podczas intensywnego użytkowania w trakcie zajęć dydaktycznych. Dlatego najkorzystniejszym rozwiązaniem było opracowanie płytek drukowanych pod obwody elektroniczne modelowanych pulpitów kontrolnych. Na podstawie opracowanej dokumentacji [2] dla poszczególnych paneli zaprojektowano schematy elektryczne wybranych pulpitów i komplety płytek drukowanych dla paneli EFIS i panelu Autopilota [3]. Podczas prób dopasowania do zaprojektowanych płytek drukowanych elementów elektronicznych okazało się, że niektóre z nich, zwłaszcza wykorzystywane do obsługi wyspecjalizowanych funkcji, nie są dostępne w sprzedaży. Z tego względu należało samodzielnie wykonać podobne elementy, przerabiając te, których zakup był możliwy. W ten sposób powstał m.in. współosiowy przełącznik wielofunkcyjny zamontowany w zestawie panelu EFIS. Ostatecznie każde urządzenie zastosowane do budowy symulatora kabiny składa się z repliki pulpitu wykonanego z pleksi, kompletu niezbędnych płytek pod obwody elektroniczne i grupy zamontowanych podzespołów elektronicznych (rys. 3.).

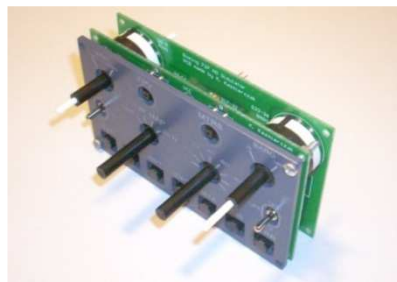
Bardzo ważnym etapem budowy symulatora było wykonanie i uruchomienie interfejsu elektronicznego (rys. 4.), umożliwiającego podłączenie elementów manipulacyjnych i sygnalizacyjnych z komputerem wyposażonym w oprogramowanie bazowe symulatora. Podstawę tego rozwiązania stanowi moduł interfejsowy FSCom. Tworzy on elektroniczną magistralę służącą do dwukierunkowej transmisji danych z wykorzystaniem interfejsu RS232 pomiędzy elementami wykonawczymi systemu a komputerem, na którym uruchomiono oprogramowanie symulatora. Współpracują z nim dwa moduły interfejsowe: FSDio oraz FSDisp (nazwy modułów przyjęto w zależności od pełnionych przez nie funkcji). Moduł FSDio (ang. *Digital Input/Output*) obsługuje różnego rodzaju przełączniki (stabilne, niestabilne, wielopozycyjne, enkodery obrotowe), diody LED i wskaźniki analogowe. Moduł FSDisp (ang. *Digital Display*) obsługuje

wyświetlacze 7-segmentowe w różnych konfiguracjach (3, 4, 5 lub 6 cyfr) i umożliwia wyświetlenie informacji przekazywanej załodze.

a)



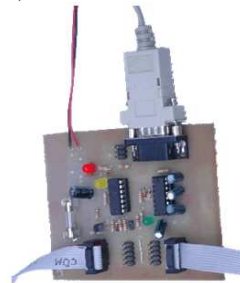
b)



Rys. 3. Repliki zmontowanych i gotowych do użycia pulpitów: a) autopilota, b) EFIS

Fig. 3. Replicas of assembled and ready-to-use control desks: a) autopilot, b) EFIS

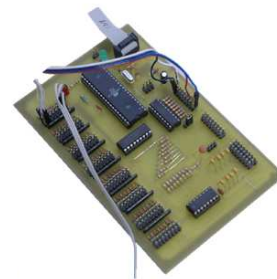
a)



b)



c)



Rys. 4. Moduły interfejsu elektronicznego: a) FSCom, b) FSDio, c) FSDisp

Fig. 4. Modules of electronic interface: a) FSCom, b) FSDio, c) FSDisp

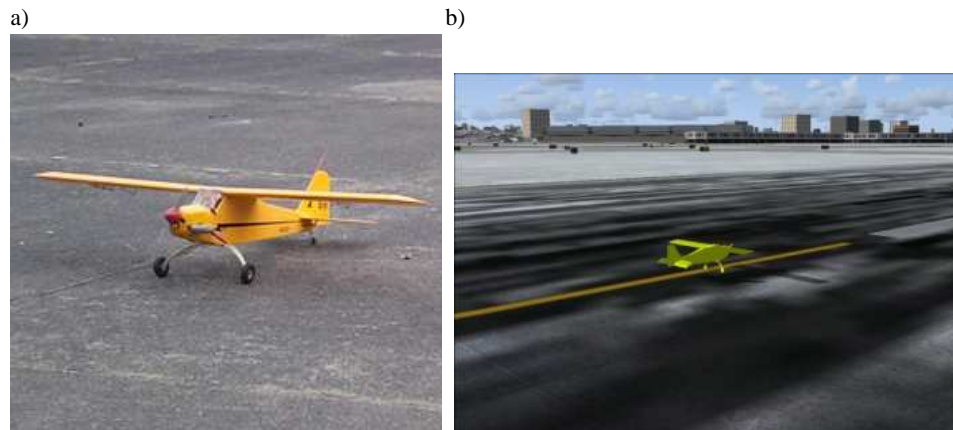
Drugą częścią prac przy symulatorze była realizacja interfejsów graficznych. Uzyskane wyniki pozwalają na wyświetlanie na ekranach komputerów przyrządów pokładowych. W zbudowanym stanowisku są dostępne monitory: PFD (ang. *Primary Functions Display*) i ND (ang. *Navigation Display*) montowane po dwa – dla kapitana i pierwszego oficera oraz monitor systemu EICAS (ang. *Engine Indicating & Crew Alerting System*) w konsoli centralnej [4]. Na ekranach graficznych jest wyświetlana informacja o parametrach lotu, infor-

macje nawigacyjne oraz informacje o bieżącej konfiguracji samolotu w czasie lotu. Każda zmiana położenia manipulatorów zamontowanych na pulpitych kontrolnych powoduje odpowiednią zmianę na wyświetlaczach.

Podstawą oprogramowania, na podstawie którego funkcjonuje zbudowany symulator, jest Microsoft Flight Simulator [5]. Wykorzystanie tego oprogramowania stało się możliwe poprzez zastosowanie specjalnego modułu software tworzącego dodatkowe środowisko wirtualnego lotu. W trakcie pracy programu można wydobyć z pamięci komputera informacje o bieżących parametrach lotu (np. wysokość, prędkość, położenie geograficzne, stan techniczny systemów pokładowych). Uzyskiwane w ten sposób dane o parametrach lotu – do obsługi elektronicznych wskaźników obrazowych oraz po konwersji na sygnały elektryczne, mogą być wykorzystywane do sterowania elektroniką pulpity sterujących. W używanym oprogramowaniu dostępnych jest wiele gotowych modeli statków powietrznych. Każdy z nich jest zdefiniowany za pomocą kilku plików odpowiedzialnych za model 3D samolotu, jego wygląd zewnętrzny zbudowany z tekstur, wyposażenie pokładowe, dźwięki itp. Jednak najważniejsze dane opisujące parametry geometryczne, pilotażowe i charakterystyki aerodynamiczne statku powietrznego są zapisane w dwóch podstawowych plikach *aircraft.air* i *aircraft.cfg*.

### **3. Metoda generowania modelu dynamiki statku powietrznego do stanowiska symulatora**

Wykorzystując zbudowane stanowisko symulatora lotu, opracowano metodę modelowania dynamiki lotu statku powietrznego, którą można przeprowadzić i zademonstrować podczas zajęć dydaktycznych ze studentami. Zaletą proponowanej metody polega na tym, że za pomocą specjalnego oprogramowania można zbudować wirtualny trójwymiarowy model graficzny dowolnego obiektu latającego oraz wygenerować pliki determinujące dynamikę lotu obiektu na podstawie wprowadzonych parametrów prędkościowych, geometrycznych i masowych. Uruchomienie symulatora z tak przygotowanymi danymi początkowymi pozwala na realizację wirtualnego lotu i ocenę zachowania się danego obiektu w przestrzeni. Budowę nowego modelu statku powietrznego do stanowiska symulatora lotu należy rozpocząć od wykonania modelu 3D. Na podstawie dokumentacji technicznej lub fotograficznej i wyznaczonych wielkości geometrycznych rzeczywistego statku powietrznego za pomocą oprogramowania GMAX można opracować bryłę samolotu, która może być zaimplementowana do środowiska symulacyjnego symulatora lotu (rys. 5.). Następnym i najważniejszym krokiem jest przygotowanie plików *aircraft.cfg* i *aircraft.air*. Zawierają one ustawienia samolotu i charakterystyki aerodynamiczne używane do obliczeń w środowisku oprogramowania Microsoft Flight Simulator. Uzyskuje się je, wprowadzając do aplikacji AirWrench [6] parametry modelowanego statku powietrznego.



Rys. 5. Modelowany samolot UAV Piper: a) widok rzeczywisty, b) model wirtualny utworzony w środowisku Microsoft Flight Simulator

Fig. 5. Modeled UAV Piper aircraft: a) real view, b) a virtual model created by using Microsoft Flight Simulator environment

Interfejs aplikacji AirWrench jest zbudowany z głównego okna graficznego zawierającego interaktywne pola edycyjne i dialogowe oraz z paska zakładek, których wybór ma wpływ na wyświetlane treści. Po uruchomieniu aplikacji na ekranie jest wyświetlana zawartość zakładki *Specs*. Zawiera ona podstawowe funkcje edycyjne, takie jak: wybór pliku z rozszerzeniem *.air*, na którym będą wykonywane operacje, uruchomienie trybu edycyjnego i ustalenie używanych jednostek metrycznych. W pozostałych polach ustala się ogólną specyfikację projektowanego modelu samolotu, czyli przede wszystkim limity prognozowanych prędkości maksymalnych i minimalnych w różnych etapach lotu. Wymiary geometryczne opisujące rozmiary liniowe oraz powierzchnie poszczególnych obszarów konstrukcji otrzymane na podstawie rysunków przekrojowych, zrobionych zdjęć czy też przygotowanego wcześniej modelu 3D statku powietrznego należy wprowadzić do zakładki *Dimensions*. W pola edycyjne wpisuje się długość samolotu, rozpiętość jego skrzydeł wraz z ich powierzchnią i kątem wzniosu oraz odległość pomiędzy krawędzią natarcia i krawędzią spływu w miejscu styku skrzydła z kadłubem. W dolnej części ekranu należy uzupełnić dane dotyczące powierzchni stateczników oraz sterów kierunku i wysokości oraz maksymalne wartości odchylenia wszystkich powierzchni sterowych. Informacje te służą do estymowania współczynników stabilności i sterowalności, które są zapisywane w pliku z rozszerzeniem *.air*.

Zakładka *Systems* służy do konfiguracji klap, spojlerów, podwozia i systemu autopilota. Podczas projektowania modelu bezpilotowego statku powietrznego w oknie tym skorzystano jedynie z opcji ustalenia siły hamulca parkingowego celem ułatwienia korzystania z gotowego obiektu w środowisku oprogramowania Microsoft Flight Simulator. W kolejnej zakładce program AirWrench

pozwala na estymację prędkości wznoszenia, przechylenia oraz odchylenia w całym zakresie prędkości lotu, a wynik zostaje uwidoczniony na wykresach. W oknie tym również można dostosować efektywność działania lotek. Następnie ustalane są parametry silnika, takie jak: liczba cylindrów, pojemność, stopień sprężania, obroty minimalne i maksymalne oraz moc. Druga część okna dotyczy śmigła, które opisane jest z wykorzystaniem takich parametrów, jak: średnica śmigła, materiał wykonania czy też liczba łopat.

Zakładka *Fuel* umożliwia prezentację i edycję lokalizacji oraz pojemności zbiorników paliwa. Pozwala to na ustalenie wpływu zbiorników paliwa na środek ciężkości samolotu. Dodatkowo można w niej ustalić lokalizację silników w budowanym modelu samolotu. Ich ustawienie ma bardzo duży wpływ na parametry statku powietrznego. Okna edycyjne w zakładce *Weight* służą do ustalenia rozmieszczenia i mas ładunków znajdujących się na statku powietrznym. Na 16 pozycjach można rozdysponować dodatkowe obciążenia wzdłuż całej długości i rozpiętości samolotu. W pozostałych oknach ustala się bazową i dopuszczalną wagę obiektu. W zakładce *Balance* jest przedstawiony piktogram opracowywanego modelu. Wirtualną reprezentację obiektu uzyskuje się na podstawie wprowadzonych danych do zakładki *Dimensions*. Zarys samolotu jest skalowany i odwzorowuje wszystkie wprowadzone wymiary. Obrazek pozwala zorientować się, gdzie są zlokalizowane środek ciężkości CoG (ang. *Center of Gravity*), środek parcia CoL (ang. *Center of Lift*), średnia cięciwa aerodynamiczna MAC (ang. *Mean Aerodynamic Chord*), podwozie i powierzchnia ogonowa.

Zakładka *Contacts* umożliwia wyświetlenie i edycję do 16 punktów kontaktowych budowanego modelu. Element ten pozwala w prosty sposób ustalić miejsca przylegania podwozia samolotu do ziemi, czas potrzebny na jego wypuszczenie i maksymalne prędkości, przy których może być ono wysunięte. Dodatkową opcją jest możliwość rozmieszczenia oświetlenia (np. światła nawigacyjne) na powierzchni modelowanego statku powietrznego. Zakładka *Tuning* składa się z suwaków służących do finalnego dostrajania dynamiki statku powietrznego. Okno wyboru typu samolotu *Aircraft Type* pozwala wygenerować domyślne parametry dla określonego typu statku powietrznego, a okno *FS Version* służy do ustalenia wersji oprogramowania, do której będzie zaimplementowany nowy plik z rozszerzeniem *.air*. Ostatecznie w zakładce *Air Foils* można obejrzeć dane dotyczące profilu aerodynamicznego skrzydła zarówno w formie tekstowej, jak i graficznej.

Wynikiem przejścia przez wszystkie etapy wypełniania pól edycyjnych w oprogramowaniu AirWrench są dwa pliki z rozszerzeniami *.air* i *.cfg*, w których są zapisane wszystkie parametry opisujące dynamikę statku powietrznego. Końcowym etapem przedstawionej metody generowania modelu dynamiki wybranego statku powietrznego jest umieszczenie plików otrzymanych z programu GMAX i aplikacji AirWrench w jednym katalogu po to, aby pliki te były dostępne w środowisku programu Microsoft Flight Simulator. Tak przygotowana-

ny kompletny model samolotu może być wybrany z poziomu głównego menu oprogramowania symulatora.

#### 4. Wnioski

Zbudowany model samolotu charakteryzuje się wyglądem zewnętrznym odpowiadającym rzeczywistemu statkowi powietrznemu oraz zachowaniem w atmosferze adekwatnym do wprowadzonych wcześniej ustawień w plikach z rozszerzeniami *.air* i *.cfg*. Wykorzystując wirtualne zobrazowanie środowiska ruchu i wskaźniki graficzne stanowiska symulatora kabiny, można na bieżąco obserwować i analizować lot tak powstałego wirtualnego samolotu (rys. 6.).



Rys. 6. Model samolotu i środowiska ruchu symulatora oraz formy graficzne parametrów pilotażowych i nawigacyjnych prezentowanych na wskaźnikach PFD i ND

Fig. 6. The aircraft model, the simulator environment and graphical forms of pilotage and navigational parameters presented on PFD and ND displays

Sterowanie takim obiektem może być realizowane (oprócz joystickiem) za pomocą panelu autopilota, a ustawienia i treści graficzne wskaźników PFD i ND mogą być zmieniane za pomocą panelu kontroli EFIS. Przeprowadzone badania weryfikacyjne potwierdziły przydatność i skuteczność proponowanej metody modelowania dynamiki lotu statku powietrznego w dydaktyce, a wykorzystanie stanowiska symulatora kabiny pozwala dodatkowo w przystępny sposób badać i obserwować wpływ dynamiki wybranego statku powietrznego na jego charakterystyki pilotażowe.

#### Literatura

- [1] Dębski P., Kaźmierczak K., Rochala Z.: Symulator kabiny samolotu pasażerskiego BOEING 737NG. XI Międzynarodowa Konferencja „Komputerowe Systemy Wspomagania Nauki, Przemysłu i Transportu” TRANSKOMP 2007, t. I. ZPITE, Radom 2007.
- [2] The Boeing Company: 737-600/-700/-800/-900 Operations Manual, The Boeing Company 2002.



- [3] Kaźmierczak K.: Projekt interfejsu sprzętowego do współpracy z oprogramowaniem symulatora lotu. WAT, Warszawa 2008 (praca niepublikowana).
- [4] Kathy H.A.: Avionics handbook. CRC Press LLC, 2001.
- [5] Williams B.: Microsoft flight simulator as a training aid. Aviation Supplies & Academics Inc., January 1, 2007.
- [6] Beckwith G.W.: AirWrench user's guide. AirWrench, 2004-2010, GWBeckwith.

## **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.*



Antoni KOPYT<sup>1</sup>  
Janusz NARKIEWICZ<sup>2</sup>

## 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

### 1. Introduction

A simulator sickness (SS) sometimes named also a simulator disease describes a specific human reaction during training performed on simulators. It may occur for various types of mobile platforms, like: aircraft, sea vessels or ground vehicles [1, 2]. At the background for this study was the need for analyzing the technical requirements for a car driver simulator to prevent occurrence of the simulator sickness [3]. Due to increasing widespread use of simulators for training operators of various vehicles, the simulator literature is very rich [4]. But it focuses mainly on training of aircraft pilots, due to long tradition (see Fig.

---

<sup>1</sup> Antoni Kopyt, e-mail: antoni.kopyt@meil.pw.edu.pl

<sup>2</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

1) and great experience achieved [5]. Several authors describe the simulator sickness in a similar way, „when a simulator produces effects which are dissimilar then these outcomes which occur, for example, in the aircraft, then these outcomes are logically implicative of the inadequacy of the simulation” [6], or as in the literature [7] „SS is a form of a motion sickness that does not require true motion (...)”, or in the literature [8] „(...) sickness occurs when information from visual, vestibular, and other sensory channels is not consistent with the past experience”. Considering factors, which promote the simulator sickness, the general statement is that „the simulator sickness is multi-symptomatic disease and strongly depends on individual characteristics of a subject” [2]. Kolasinski [9] these factors grouped within three categories: operator (user), system and the task (Table 1). Analyzing the results presented in an open literature, usually it is not possible to categorize the reasons to one of these groups, as during tests several factors were varied. In the analysis presented in this paper, the research results are discussed within one of the group in Table 1, taking into account the main factor occurring within the research.

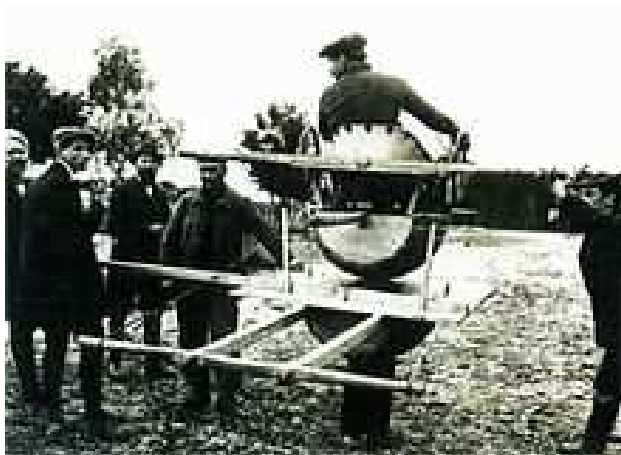


Fig. 1. Ground training on an Antoinette simulator

In the literature [10] it was found that all the symptoms of the SS are the result of incorrect simulation [11]. If all aspects of the simulation will be performed correctly and satisfy the requirements suited to the needs of user, all symptoms of simulators will be referred to as motion sickness. Mullen et al. [12] classified simulators due to the occurrence of the SS. The less frequently the simulator sickness occurs, the simulator was classified as better. It confirms that the disease is caused by poor quality of the simulation parameters. In later publications [6, 11] it is stated that if the disease is present during the test, and does not occur after exercise evaluated on the real object, the simulation is performed incorrect. According to Lawrence [6], properly designed simulator is able to

imitate the real situation in such a way that its effects on the human state are the same as in reality.

Table 1. Factors influencing on the simulator sickness occurrence

| User characteristics   | System characteristics   | Task characteristics   |
|--|--|--|
| <p><b>Physical characteristics</b><br/>Age<br/>Gender<br/>Ethnic origin<br/>Postural stability<br/>State of health</p> <p><b>Experience</b><br/>With virtual reality system<br/>With corresponding real-word task</p> <p><b>Perceptual characteristics</b><br/>Flicker fusion frequency<br/>Mental rotational ability<br/>Perceptual style</p> | <p><b>Display</b><br/>contrast<br/>flicker<br/>luminance level<br/>phosphor lag<br/>refresh rate<br/>resolution</p> <p><b>System lags</b><br/>time lag<br/>update rate</p> | <p><b>Movement through Virtual Environment</b><br/>control of movement<br/>speed of movement</p> <p><b>Visual Image</b><br/>field of view<br/>scene content<br/>viewing region<br/>visual flow</p> <p><b>Interaction with task</b><br/>duration<br/>head movement<br/>sitting vs. standing</p> |

## 2. Operator related factors

The extensive research of Mullen et al. [12] was undertaken to investigate the relation between individual characteristics of simulator users such as gender, age, physical form. In this study, more than 200 pilots 23÷42 years old were tested on a helicopter simulator. No relation between the simulation sickness susceptibility and **operator age** has been indicated. But the operator age had the indirect influence, due to reducing the operator field of view (FOV): for 20 year old person the FOV is about 180 degrees, and for 80 year old person FOV is about 135 degrees [13], which may affect the susceptibility to the SS. An influence of the operator **health status** to the occurrence of the SS was considered in publications [13-15]. The results obtained by de Wit [15] indicate, that when the operator is ill or weakened the use of a simulator may cause adverse effects. An impact of **work experience** is not clear. Tests performed by Renkewitz and Alexander [13] indicated that pilots with extensive experience are more vulnerable to the SS. It was attributed to the fact, that they are more susceptible to the differences of simulator compared with the reality. Lawrence et al. [6] studied performance of 48 fighter pilots in the fixed based F-4 aircraft simulator and found that 88% of subjects had SS symptoms. According to the literature [6] the symptoms of SS were observed among 27% of the pilot training on the Navy maneuvering fixed platform 2E6 Air Combat Simulator (ACMS). The SS symptoms occurred at 47% of experienced pilots with more than 1,500 hours flight. John-

son [7] found that 60% of flight instructor felt SS symptoms, compared to only 12% of students. Crowley [16] also reported that, the Cobra Flight Weapons Simulator (fixed platform) pilots with extensive experience (more than 1000 hours of flight time) showed symptoms SS. These results may prove the thesis that more experienced pilots were more influenced by SS. The SS symptoms may occur several hours after performing exercises on the simulator [6].

Another factor is **experience in simulator flights**. An operator adapted to one type of simulator does not assure higher SS resistance, when training in other simulator. Wright [17] found that a person may be more susceptible to the SS after changing to another simulator; pilots having no symptoms SS in a CH-47 helicopter simulator, showed SS performing the exercises in the UH – 60 simulator. It may be assumed that **pilot adaptation to a particular type of simulator** can significantly reduce the occurrence of disease during operations on simulator. However, instructors training on one type of simulator had no symptoms of SS, while on the other simulator type the instructors were more vulnerable than students [17]. The **influence of the task** performed was studied by Mullen et al. [12]. It was encountered, that the complexity of the task is an essential factor which influences the occurrence of the disease. In an urban area (multiple objects, a lot of turns, heavy traffic, loudness, crossings etc.) the SS occurred more frequently than during driving in a rural environment. In the literature [18] it was found that flight velocity affects the appearance of symptoms of the disease (60 mph and 25 mph). Similar conclusions have been assumed by Lawrence et al. [6], where the subjects were performing the air combat (*Air – to – Air Combat*). Such a task is characterized by rapid changes in the image and requires constant concentration and quick reactions pilot. Bimal et al. [19] described a study of the four different configurations of the simulator and the relationship has been demonstrated that the SS increases with a more complicated task.

Kennedy et al. [20] showed the relationship between **the number of exercise repetitions** and susceptibility to the SS. This study found that within the increase of training hours, the susceptibility to the disease decreases. But it was estimated that 3÷5% of people are not able to overcome the SS symptoms and will never be able to perform properly exercises on the simulator. For many people a long term exercise is required to adapt to the simulator. Therefore, participation of people subjected to motion sickness in the exercises on the simulator should be carefully considered.

### 3. Technical parameters influencing simulator sickness

#### System of simulator motion

The technical parameters discussed in this chapter grouped regarding the simulator subsystems: motion of the platform, visualization and projection, images, sound generation, cockpit and the vehicle simulation model. The type and qualities of simulator motion system seems to be the key factor that influences on the occurrence of simulator sickness. According to reported cases the **simulator sickness occurs both in fixed base simulators and in simulators with moving platforms** [20-22]. This observation provokes terminology disputes, which have an impact on the way, in which the influence of simulator motion on the occurrence of the SS is explained. Operators training on fixed based simulators, despite the lack of stimulus movement, encounter SS symptoms are similar to motion sickness. In the literature [9] the term „simulator sickness” is attributed to a fixed based simulator, while in the moving platform simulator a „motion sickness” term is used. Similarly, according to the literature [23], the main difference between the simulator sickness and motion sickness is that the latter occurs in the simulators with moving platform. According to publications [12, 10, 24] simulator sickness which occurs in simulators with moving platform is the same as fixed base simulator. This finding is different to publications [6, 25], where the authors examine the simulator sickness in moving platforms without referring to motion sickness term. The situation is additionally complicated by the fact that pilots may have symptoms of the simulator sickness (in a fixed base simulators), despite the fact that the pilots were not prone to motion sickness (in a moving platform simulators). The symptoms that occur during the simulation tests are also named: „aircraft disease”, „seasickness”, „astronauts disease” [25], „simulator syndrome”. Symptoms similar to the SS are encountered by people using modern computer games [26], they are referred to as Virtual Reality Sickness (VR Sickness), cybersickness, VE sickness. The important quality of a simulator construction is proper **modeling of acceleration**. If, due to the simulator design, acceleration in the simulator does not correspond to the acceleration occurring in reality, it may promote the simulator sickness. McCauley et al. [27] stated that „locomotion sickness is a type of motion sickness and the causative factor is changing speed”. The disease can also be induced by **visual stimuli** modeling of the vehicle movement without actually performing motion [23, 28]. Many researchers believe that the main cause of the SS is discrepancy between the information provided by the operator senses of position and motion, and the knowledge about the real motion [9, 20].

In various simulator configurations with moving platform on and off were studied [29]. The pilots found that the tests with moving platform had almost no impact, most of them also stated that the SS symptoms did not occur. Bürki-

-Cohen et al. [30] presented a similar study is. The impact of various arrangements of the simulator was tested divided into the following categories:

- no moving platform, eyes open, 20 s,
- no moving platform, eyes closed, 20 s,
- moving platform, eyes open, 1 min,
- moving platform, eyes closed, 1 min.

The conclusion from this study was that the simulator caused sickness also to people who declared that they were not suffering the motion sickness before. On the other hand, people who encountered the motion sickness, only one lasted to the end of the tests (and simulator sickness symptoms occurred a few hours later). It means that people suffering the motion sickness are likely to be susceptible also to the simulator sickness.

McCauley [8] showed the tests with American army pilots, in which the moving platform is turned off, the SS occurs more frequently. Although in this study more than 1000 pilots and 10 different simulators (with moving and fixed base platform) were engaged, the study did not confirm that the use of the moving platform prevents the simulator sickness [8, 31]. There are opinions, that the use of moving platform does not prevent the simulator sickness [8]. In these tests, the pilots were examined on the moving platform simulator with a large field of view (FOV). Experienced pilots were divided into two groups. One had to perform a given task in a simulator with enabled moving platform, the second group performed the same task with moving platform disabled. The results showed no relationship between the configuration of the simulator and the quality of the job and symptoms SS.

### **Visualization and projection system**

There are three types of visualization systems: external screens, window imitation screens (in cabin) and helmet mounted displays HMD). The HMD systems in the simulator were studied mainly with the aircraft pilots, where the technology is used [32]. Some studies indicate that the HMD systems provoke the SS more often than other methods of visualization [33]. The main reason for the SS while using HMD is inconsistency between the display and the head movement a [34] in presentation of visual information (images). Delays between images presentation and the platform motion also increase the SS appearance. The importance of the lack of synchronization of different signals coming from the simulator to the pilot is pointed out by Ruffner et al. [35]. The HMD devices may have different size of the field of view. According to Kim et al. [10] and Gower et al. [36] a range of 60 degrees is defined as the minimal for proper simulation process. In the literature [16] HMD devices with the field of view of 36, 48, 96 degrees were tested. Arthur [37] stated that restricting the FOV in a HMD display degrades human performance. Psotka and Lewis [38] treated that the range of 75÷180 degrees as FOV sufficient for a real simulation; but creation

of a range wider than 75 degrees is associated with higher costs and may result in more frequent occurrence of the SS. But available field of view can be up to 200 degrees. According to Arthur [37] using the HMD display has some drawbacks, as a lack of realism and visual effects far from reality, which increases the susceptibility to the SS. Renkewitz and Alexander [13] concluded that the poor quality of the images is the main element in the occurrence of the SS. With the Simulator Sickness Questionnaire (SSQ) method proposed by Kennedy et al. [20] the SS level for different sizes of the FOV was analyzed [26]. The study showed that the range of the field of view has only slight effect on the SS occurrence. Increasing of the FOV increased the confusion of the subject, but decreased nausea symptoms. However the authors were aware, that these tests might not be statistically reliable (small number of patients) and the main conclusion from this study was that the range of the FOV is not the main reason for the SS.

In most HMD displays a range of the FOV is not greater than 60 degrees. The HMD screen of more than 60 degrees has been studied by Arthur [37]. For screen with the FOV smaller than 60 degrees, there was no sign of SS [39]. Authors based on their previous research claim that within the field of view of less than 50 degrees, the effectiveness of the simulator training decreases [36]. Also the results of the study of Cartmel [26] in which the quality of maneuvering on the simulator with the HMD with various FOV (48÷112 degrees) was measured, showed that the visibility less than 50 degrees decreased the quality of performing the task. Johnson [7] made it clear that the scope of the field of view has a direct impact on the appearance of the SS. Increased requirements for the use of visual stimuli also increases the risk of the SS [40]. Thomas [41] showed that increasing field of view significantly affects the appearance of the SS. If the simulation is closer to the reality, the disease may be more likely to occur. Jarvis et al. [42] investigated how different configurations of the screen, motion and other conditions may affect the simulation of the appearance of the SS. External screens were used in the simulation in the literature [12], where it was used for the fixed platform simulator (car) without a cab with the screen of 135 degrees. The display is made up of three LCD monitors. Cartmell investigations [26] have been carried out on the simulator with 200 degree FOV, 800 x 600 resolution, frame rate – 60 Hz. Too wide field of view in the literature [9] can also cause the SS (defined as VRS). This is confirmed by publications [11, 13] which state that in case of narrower FOV the risk of the SS is smaller.

### **Image Quality**

An image flicker effect is usually avoided during simulator design. But sometimes it appears due to low refresh rate, which should be adjusted to the expected image brightness and simulator FOV. For higher brightness and larger FOV the refresh rate should also be increased. An image flicker is distracting for

the operators, when performing complicated tasks and contributes to the „eye fatigue” feeling [11]. It is also mentioned as a major factor contributing to occurrence of the SS [9, 11, 27]. Mourtant and Thattacherry [18] used the HMD display with 60 degrees field of view, a resolution of 640 x 480 and the refresh time 20 frames per second, the study showed that the level of nausea has dropped down comparing to other studies. The author states that the improvements in HMD displays may decrease the SS symptoms. In study of Kim et al. [10] refresh time is 60 frames/second, and the resolution was 2 x 180 000 pixels. The sensitivity to image flicker varies substantially among the people. Mullen et al. [12] found that the type of image texture and the type of simulated environment does not affect the SS appearance. Arthur [37] found that using HMD in simulations results in a lack of realism and weaker visuals far from reality, which greatly increases the possibility of occurrence of the disease simulators.

### **Synchronization**

The most often provided explanation for the SS is that various stimuli acting on the simulator operator are not well synchronized. For the fixed based simulators poor synchronization may be caused by delays associated with sound generation and displaying the image [6, 37]. But according to later publications [6, 43] this lack of synchronization does not influence on the SS appearance. The main factor is the synchronization of simulator platform motion with displayed images. The lack of synchronization of the system and displaying also is studied by McCauley [8]. Author states that the asynchronies must be limited to less than 150 or 200 ms. According to Renkewitz and Alexander [13], the delay between motion and image must be less than 300 ms. However, in HMD simulations carried out by Kim et al. [10] the required delays were smaller, in the range 125÷200 ms. Johnson [25] found that the simulator sickness is often associated with the conflict between visual information and that received by vestibular system. In other words, if the screen shows a motion that is not transmitted to operator (fixed base platform), or if the motion is not well synchronized or improperly invoked due to the visual effects.

### **Parameters of Sound**

Audio performance impact on the simulator disease plays a secondary role [44].

### **Fixed based and moving platform simulators**

Thomas [41] concluded that the lack of a moving platform can increase the risk of occurrence of the simulator sickness. Similarly Gower [36] assumed that if a fixed base simulator is properly designed, the lack of movement produces



stronger impact on the operator's delusions. Mullen et al. [12] found that the occurrence of the SS was higher in the fixed based car simulator equipped in dashboard and steering wheel than in the fully equipped simulator. This paper shows that poor equipment of the simulator intensifies the risk of appearance of the SS. The research conducted by Draper [24] showed that in the fixed platform the AH – 64 A SS occurred in 68% of cases. The degree of subject involvement into the task affects the appearance of the SS. During the survey of the aircraft crew it was reported that the SS symptoms are weaker in co-pilots and other crew members than in the pilots [11]. Hulme et al. [11] stated that the delays in the simulator do not affect the SS. However, the authors point out that the type of control joystick or steering wheel does not affect the test object as much as the movements of the head in the case of the HMD display. In later publications [45, 46] it is found that the common effect of the outbreak of simulators is the inability to provide sufficient detail accelerations that act on the driver of the car. This is due to the fact that even moving platforms are not able to provide any acceleration as it happens in reality. Therefore, there it is a discrepancy between the visual and physical effects.

#### 4. Conclusion

The literature review presented in the paper shows that the simulator sickness is an important and actual research subject. It is a very complex phenomenon which is the subject of intensive research in various places. Despite the fact, that the phenomena influencing the susceptibility to the SS are being investigated for a long time, it is difficult to formulate the conclusive results. The paper is the first attempt to identify the main technical parameters, before formulating the further research plans or recommendations for the design.

#### References

- [1] Rabihah I.: Simulator sickness: A threat to simulator training. MIROS, SCI-COSH 2011.
- [2] Kennedy R.S., Jennifer E.: Fowlkes simulator sickness is polygenic and ollysymptomatic: Implications for research essex corporation. *Int. J. Aviation Psychology*, 2 (1992), 23-38.
- [3] Lozia Z.: *Symulatory jazdy samochodem*. Wydaw. Komunikacji i Łączności, Warszawa 2008.
- [4] Szczepański C.: *Antropocentryczne systemy sterowania ruchem symulatorów*. Prace Naukowe Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, z. 19, Warszawa 2005.
- [5] Greenyer F.: A history of simulation: Part II. Early days. *MS&T Magazine*, 5/2008.
- [6] Lawrence F., Kennedy R.S., Kellogg R.S.: Simulator sickness: A reaction to a transformed perceptual world: I. Scope of the problem. Report AD – A192 438, 1983.

- [7] Johnson D.M.: Simulator sickness research summary. U.S. Army Research Institute for the Behavioral and Social Science, Alabama, USA 2005.
- [8] McCauley M.E.: Do army helicopter training simulators need motion base? Technical Report, USA Research Institute for the Behavioral and Social Sciences, February 2006.
- [9] Kolasinski E.M.: Simulator sickness in virtual environments. Simulator system research unit. Technical Report 1027, May 1995.
- [10] Young Youn Kim, Hyun Ju Kim, Eun Nam Kim, Hee Dong Ko, Hyun Taek Kim: Characteristic changes in the physiological components of cybersickness. Department of Psychology, Korea University, Imaging Media Research Center, Korea Institute of Science and Technology, Seoul, Korea. *Psychophysiology*, 42 (2005), 616-625, Blackwell Publishing Inc., USA.
- [11] Hulme K.F., Guzy L.T., Kennedy R.S.: Holistic design approach to analyze simulator sickness in motion-based environments. Interservice/Industry Training, Simulation, and Education Conference (I/ITSEC) 2011.
- [12] Mullen N.W., Weaver B., Riendeau J.A., Morrison L.E., Be'dard M.: Driving performance and susceptibility to simulator sickness: Are they related? *American J. Occupation*, April 2009.
- [13] Renkewitz H., Alexander T.: Perceptual issues of augmented and virtual environments. Research Institute for Communication Information Processing, and Ergonomics (FKIE), Wachtberg, Germany 2007.
- [14] Rizzo M.: Demographic and driving performance factor in simulator adaptation syndrome. 2nd Int. Driving Symposium on Human Factors in Driver Assessment, Training and Vehicle Design, 2003.
- [15] de Wit G.: Acquired sensitivity to seasickness after an influenza infection. *Pract. Oto-Rhino-Laryngologica*, 19 (1957), 579-58.
- [16] Crowley J.S.: Simulator sickness: A problem for army aviation. *Aviation, Space, and Environmental Medicine*, 58, 1987, 355-357.
- [17] Wright R.: Helicopter simulator sickness: A state of the art, review of its incidence, causes, and treatment. Technical Report, USA Research Institute for the Behavioral and Social Sciences, November 1993.
- [18] Mourtant R.R., Thattacherry T.R.: Simulator sickness in a virtual environments driving simulator. Proc. of the IEA 2000/HFES 2000 Congress.
- [19] Bimal L. Aponso, Beard S.D., Schroeder J.A.: The NASA Ames vertical motion simulator. A facility engineered for realism. Royal Aeronautical Society Spring 2009 Flight Simulation Conference, London, UK, 3-4 June 2009.
- [20] Kennedy R.S., Lane N.E., Berbaum K.S., Lilienthal M.G.: Simulator sickness questionnaire: An enhanced method for quantifying simulator sickness. *Int. J. Aviation Psychology*, 3 (1993), 203-220.
- [21] Handbook of Virtual Environments. Design, Implementation, and Applications, Kay M. (ed.). Stannely University of Central Florida Lawrence Erlbaum Associates Publishers 2002 Mahwah, New Jersey London.

- [22] Barret G.V., Thornton C.L.: Relationship between perceptual style and simulator sickness. Goodyear Aerospace Corporation, Acron, Ohio Journal of Applied Psychology, 1968, 52, 4, 304-308.
- [23] New, Improved, Comprehensive, and Automated Driver's License Test and Vision Screening System. Final Report 559(1). SRA Consulting Corporation, May 2005.
- [24] Draper M.H.: The adaptive effects of virtual interfaces: Vestibulo – ocular reflex and simulator sickness, PhD dissertation. University of Washington, USA 1998.
- [25] Johnson D.M.: Simulators sickness during emergency procedures training in a helicopter simulator: Age, flight experience, and amount learned. Technical Report, USA Research Institute for the Behavioral and Social Sciences, September 2007.
- [26] Cartmell D.H.: Evaluation of flight simulator pilot cueing system performance. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Monterey, California 5-8 August 2002.
- [27] McCauley M., Kennedy L.F.R., Kellogg R.: Simulator sickness: A special case of the transformed perceptual world 1. Scope of the problem. Proc. of 2nd Symposium of Aviation Psychology, Ohio State University, Columbus OH, 25-28 April 1983.
- [28] Johnson W.W., Kaiser M.K.: Perspective imaginary in synthetic scenes used to control and guide aircraft turing landing and taxi: Some issues and concerns. NASA/TM – 2003 – 212808, Nasa Ames Research.
- [29] <http://www.ciop.pl/22396.html>.
- [30] Bürki-Cohen J., Sparko A.L., Bellman M.: Flight simulator motion literature pertinent to airline-pilot recurrent training and evaluation. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Portland, Oregon 08-11 August 2011.
- [31] Bonnet C.T., Faugloire E., Riley M.A., Bardy B.G., Stoffregen T.A.: Motion sickness preceded by unstable displacements of the center of pressure. Human Movement Science, 25 (2006), 800-820.
- [32] Johnson D.M.: Introduction to and review of simulator sickness research. U.S. Army Research Institute for the Behavioral and Social Sciences, Research Report 1832, April 2005.
- [33] Bailey R.E., Arthur J.J. III, Lance Prinzel III, Kramer L.J.: Evaluation of head-worn display concepts for commercial aircraft taxi operations. NASA Langley Research Center, Hampton, VA 2007.
- [34] Zaychik K.B., Cardullo F.M.: Simulator sickness: the problem remains. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Austin, Texas 2003.
- [35] Ruffner J.W., Piccione D., Woodward K.: Development of a night driving training aid concept. Final Report, DCS-SBIR-97-3106, 1997.
- [36] Gower D.W. Jr., Fowlkes J., Baltzley D.R.: Simulator sickness in the CH-47 (Chinook) flight simulator (USAARL Report No. 89-28). Fort Rucker, AL: U.S. Army Aeromedical Research Laboratory, 1989.
- [37] Arthur K.W.: Effects of field of view on performance with head. Mounted displays, PhD dissertation. University of North Carolina, Chapel Hill 2000.
- [38] Psootka J., Lewis S.A.: Effects of field of view on judgments of self – location. USARI Technical Report, draft.

- [39] Psołka J.: Immersive training systems: Virtual reality and education and training. *Instructional Science*, 23, 1995, 405-431.
- [40] Toet A., van der Hoeven M., Kahrmanović M., Delleman N.J.: Effects of field of view on human locomotion. *Proc. of SPIE 6955 69550H-1*.
- [41] Thomas T.G.: From virtual to visual and back? AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island 16-19 August 2004.
- [42] Jarvis P., Spira D., Lalonde B.: Flight simulator modeling and validation approaches and pilot-in-the-loop fidelity. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii 18-21 August 2008.
- [43] Pausch R., Crea T.: A literature survey for virtual environments: Military flight simulator visual systems and simulator sickness. *Computer Science Report No. TR-92-25*, August 1992.
- [44] Hulme K.F., Guzy L.T., Kennedy R.S.: Holistic design approach to analyze simulator sickness in motion. *Environments, Interservice/Industry Training, Simulation, and Education Conference (I/ITSEC) 2011*.
- [45] Virtual Environments for Intuitive Human – System Interaction. Final Report of Task Group TR-HFM-121, Human Factors Considerations in the Design, Use, and Evaluation of AMVE-Technology.
- [46] Kappe B.: Driving simulators for driver training: state of the art. TNO Defense, Security and Safety.

### **Acknowledgment**

*The research was co-financed by National Centre for Research and Development in years 2011-2013 under a scientific-research project „Driving privileged vehicles simulator during typical and extreme actions” No. O ROB 0011 01/ID/11/1.*

## **CZYNNIKI TECHNICZNE WPŁYWAJĄCE NA CHOROBE 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.*

Agnieszka KWIEK<sup>1</sup>

## 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

### 1. Wprowadzenie

Turystyka kosmiczna stanowi ważną i przyszłościową gałąź sektora kosmicznego. Koszt podróży na Międzynarodową Stację Kosmiczną to około 20-30 mld USD [1]. Dodatkowym wymaganiami jest odbycie wielotygodniowego treningu. Istnieje spora grupa zainteresowanych tego rodzaju podróży, lecz nie wystarczająco zamożna, aby pozwolić sobie na taki wydatek. Konkurs Ansa-ri X-Prize [2] zwrócił uwagę na inną koncepcję – lot suborbitalny. Idea takiego lotu zakłada przekroczenie umownej granicy między atmosferą ziemską a przestrzenią kosmiczną, która znajduje się na wysokości 100 km nad poziomem morza. Każda osoba przekraczająca ową granicę jest uznawana za astronautę. W przypadku lotu suborbitalnego pojazd nie wchodzi na orbitę, lecz przekracza wspomnianą granicę, dlatego koszt takiej podróży jest znacznie niższy. Konkurs

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Agnieszka Kwiek, Politechnika Warszawska, ul. Nowowiejska 24, Warszawa, tel. (22) 2347445, e-mail: akwiek@meil.pw.edu.pl

Ansari X-Prize został ogłoszony w 1996 r. przez Fundację X PRIZE. Zgodnie z jego zasadami należało zbudować pojazd wielokrotnego użytku dla trzech osób, zdolny wykonać dwa loty w przeciągu dwóch tygodni, podczas których zostałaby przekroczona wysokość 100 km nad poziomem morza. W konkursie mogły wziąć udział tylko firmy prywatne. Zwyciężył zespół Scaled Composites z projektem Tier One [3], który składał się z dwóch obiektów: samolotu matki (*White Knight*) oraz raketoplanu (*Space Ship One*). Na pokładzie raketoplanu znajdował się pilot, pasażerowie zaś zostali zastąpieni przez balast. Zwycięska drużyna otrzymała nagrodę w wysokości 10 mln USD, którą przeznaczyła na rozwój projektu komercyjnych lotów turystycznych.

Koncepcja wykorzystania samolotu jako nosiciela dla drugiego samolotu nie jest nową ideą. Przed drugą Wojną Światową w Związku Radzieckim rozwijano projekt Zveno, który zakładał wykorzystanie bombowca jako nosiciela dla samolotów myśliwskich. Przykładem cywilnego zastosowania samolotów zespolonych jest S.20 Mercury & S.21 Maia, które były wykorzystywane do transportu poczty. Ponadto NASA wykorzystywała samolot Boeing B-52 Stratofortress jako nosiciel dla samolotu eksperymentalnego X-15. Dotychczasowe konstrukcje charakteryzowały się znacząco większą masą samolotu nosiciela w stosunku do samolotu wynoszonego. W przypadku projektu Tier One masa obu obiektów jest zbliżona. Obecnie kilka prywatnych firm pracuje nad pierwszym komercyjnym pojazdem przeznaczonym do turystyki kosmicznej. Dodatkowo rozważa się wykorzystanie pojazdów do lotów suborbitalnych do wynoszenia mikrosatelitów. W takim przypadku można wyposażyć pojazd w dodatkowy stopień, który umieści ładunek użyteczny na orbicie. Dodatkowo pojazdy takie można wykorzystać jako platformy do testowania nowych technologii kosmicznych i podniesienia poziomu gotowości technologicznej (*Technology Readiness Level*, TRL). Ponadto rozważa się w dalekiej przyszłości loty suborbitalne jako szybki sposób podróży z punktu do punktu.

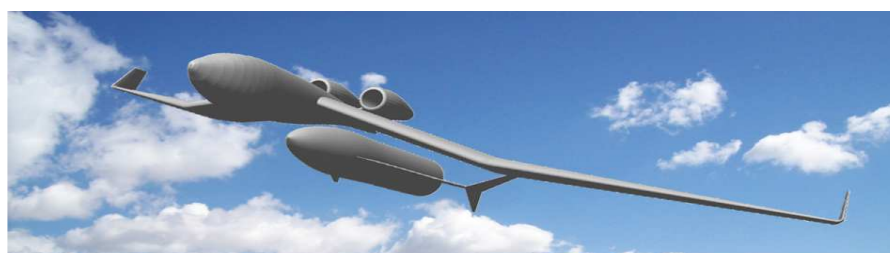
## 2. Koncepcja samolotu zespolonego

Ze względu na zapotrzebowanie rynku na pojazd do turystyki na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej w Zakładzie Samolotów i Śmigłowców powstał pomysł projektu samolotu zespolonego [4-6]. Koncepcja została zainspirowana przez Space Ship One & White Knight, ale wyróżnia się kilkoma istotnymi cechami konstrukcyjnymi. Po pierwsze zakłada, że oba samoloty są zaprojektowane w układzie bezogonowym, a po połączeniu płat raketoplanu będzie stanowić usterzenie całego układu (rys. 1.). Dodatkowo tuż przed procesem separacji środek ciężkości raketoplanu nie znajduje się pod środkiem ciężkości nosiciela. Ponadto raketoplan jest wyposażony w skrzydło pasmowe, które na dużych kątach natarcia generuje dodatkowe wiry zwiększające w efekcie siłę nośną. Zjawisko to jest nazywane wyporem wirowym [7] i jest głównie stosowane przez samoloty bojowe do zwiększenia manewrowości [8].

Wykorzystanie wyporu wirowego jest planowane podczas lotu powrotnego w celu wyhamowania raketoplanu. Profil misji samolotu zespolonego (rys. 2.) zakłada następujące etapy:

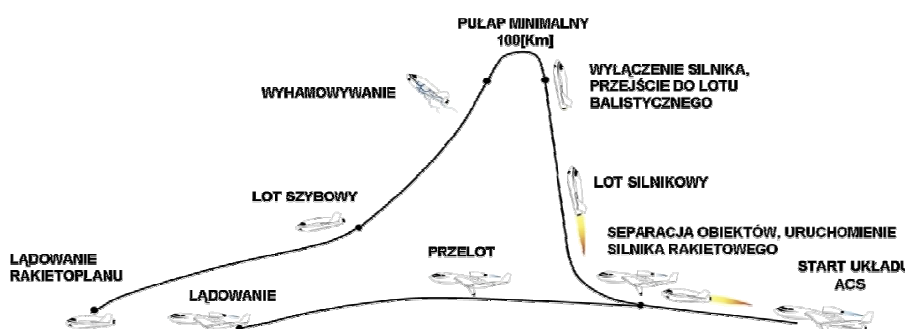
1. Start samolotu zespolonego z lotniska w konwencjonalny sposób, tak jak w przypadku samolotów pasażerskich.
2. Wznoszenie na około 15 km nad poziomem morza.
3. Separacja obiektów.
4. Powrót samolotu matki na lotnisko, włączenie w tym samym czasie hybrydowego silnika raketowego w raketoplanie. Raketoplan rozpoczyna wznoszenie.
5. Wyłączenie silnika na około 60 km nad poziomem morza. Przejście raketoplanu w fazę lotu balistycznego, podczas którego przekroczy granicę kosmosu.
6. Lot powrotny jako lot ślizgowy z wykorzystaniem zjawiska wyporu wirowego.

W pracy będzie rozważany tylko etap misji tuż przed procesem separacji obiektów, pozostałe fazy nie będą analizowane.



Rys. 1. Samolot zespolony do turystyki kosmicznej

Fig. 1. Modular airplane for space tourism



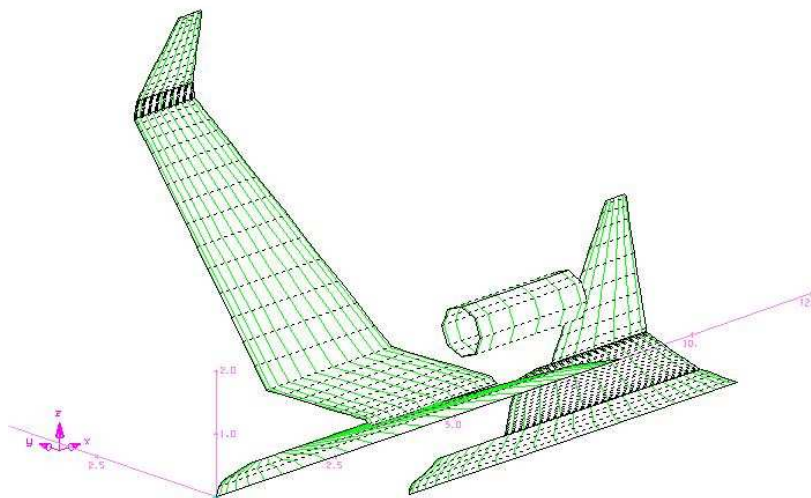
Rys. 2. Profil misji samolotu modułowego

Fig. 2. Mission profile of modular airplane



### 3. Obliczenia numeryczne

Obliczenia numeryczne przeprowadzono za pomocą programu AVL [9] wykorzystującego metodę siatki wirowej (*Vortex Lattice Method*). Program ten nie uwzględnia oderwania, można więc rozważać tylko część liniową charakterystyk. Dodatkowo otrzymane wyniki współczynników oporu uwzględniają tylko opór indukowany. Oznacza to, że wartość współczynnika siły oporu jest znacznie zaniżona. Głównym celem analizy jest przeprowadzenie wstępnych obliczeń stateczności statycznej i równowagi, uznano więc, że na tym etapie projektowania program AVL będzie wystarczającym narzędziem. W celu określenia, w jakim zakresie charakterystyka jest liniowa wykorzystano program MGAERO [10]. Oprogramowanie to jest oparte na równaniach Eulera i wykorzystuje metodę wielosiatkową [11]. Rozważano dwa główne typy konfiguracji samolotu zespolonego. Pierwszy zakładał, że raketopłan znajduje się z tyłu, tak jak w klasycznym samolocie. Natomiast drugi, że samolot zespolony jest w układzie kaczk. Dla każdego z tych typów rozważano różne wzajemne położenia obiektów. W modelu stworzonym na potrzeby obliczeń w programie AVL został uproszczony kadłub nosiciela i raketopłanu, który został zamodelowany jako płaska płytką, modelu raketopłanu nie wyposażono zaś w skrzydło pasmowe. Przykłady modeli numerycznych przedstawiają rys. 3. oraz 4.



Rys. 3. Model numeryczny dla przypadku konfiguracji klasycznej

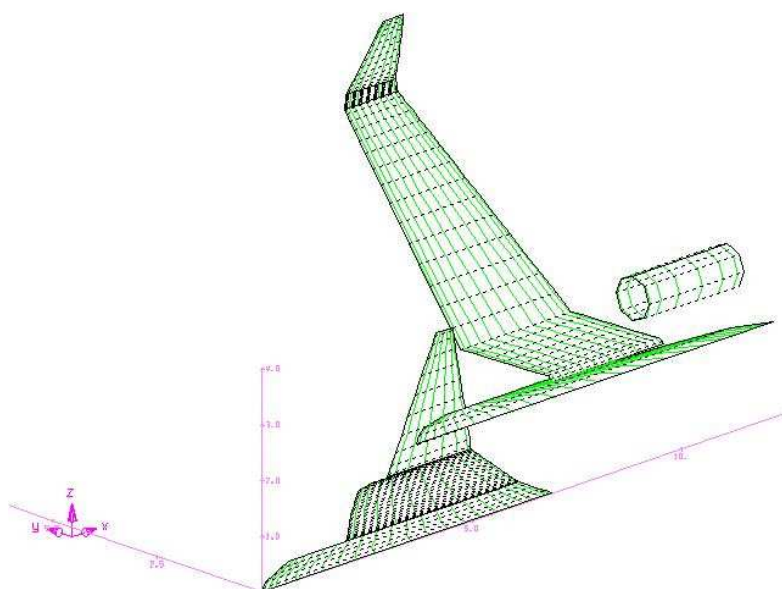
Fig. 3. Numerical model for classic tail configuration

Położenie raketopłanu będzie definiowane za pomocą cechy objętościowej usterzenia poziomego, która jest opisana równaniem (1). Dodatkowym parametrem będzie odległość między 25% średniej cięciwy aerodynamicznej samolotu

matki a 25% średniej cięciwy aerodynamicznej raketoplanu wyrażona w procentach średniej cięciwy aerodynamicznej samolotu matki:

$$\frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot SCA} = \kappa \quad (1)$$

gdzie:  $S_H$  – powierzchnia usterzenia poziomego,  
 $S_W$  – powierzchnia płata,  
 $SCA$  – średnia cięciwa aerodynamiczna,  
 $l_H$  – ramię usterzenia poziomego (odległość między 25%  $SCA$  płata a 25%  $SCA$  usterzenia),  
 $\kappa$  – cecha objętościowa usterzenia poziomego.



Rys. 4. Model numeryczny dla konfiguracji kaczki

Fig. 4. Numerical model for canard configuration

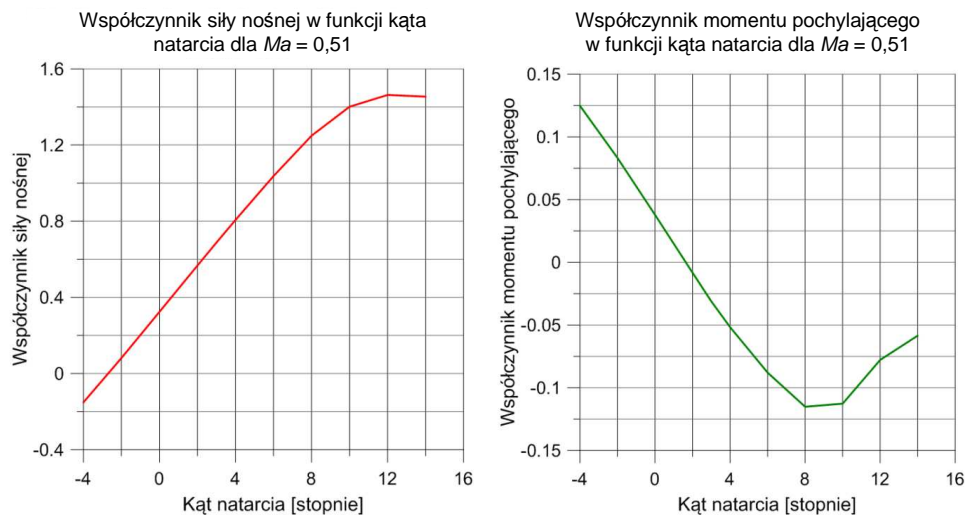
Wszystkie analizy zostały przeprowadzone dla środka ciężkości tuż przed procesem separacji, czyli dla przypadku, w którym samolot matka ma 60% masy paliwa, a raketoplan – masę startową. W zależności od wzajemnego położenia samolotów położenie wspólnego środka ciężkości było indywidualnie wyznaczone. Jako powierzchnię odniesienia założono powierzchnię płata samolotu matki. Wszystkie obliczenia zostały wykonane dla liczby Macha  $Ma = 0.51$ , która odpowiada wcześniej założonej prędkości przed procesem separacji. Geometria raketoplanu (usterzenia) jest niezmienna podczas wszystkich analiz prezentowanych w niniejszej pracy.

#### 4. Wyniki dotyczące stateczności układu

Na podstawie wyników otrzymanych z programu MGAERO stwierdzono, że charakterystyka momentu jest liniowa do kąta natarcia 8 stopni (rys. 5.). W związku z tym do obliczeń w programie AVL przyjęto zakres kątów natarcia od  $-4$  do 8 stopni. Ocenę stateczności statycznej dokonano za pomocą wykresu współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia. Zgodnie z konwencją przedstawioną w pracy [12] samolot jest stateczny, gdy jest spełniony warunek opisany równaniem:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0 \quad (2)$$

gdzie:  $C_m$  – współczynnik momentu pochylającego,  
 $\alpha$  – kąt natarcia.



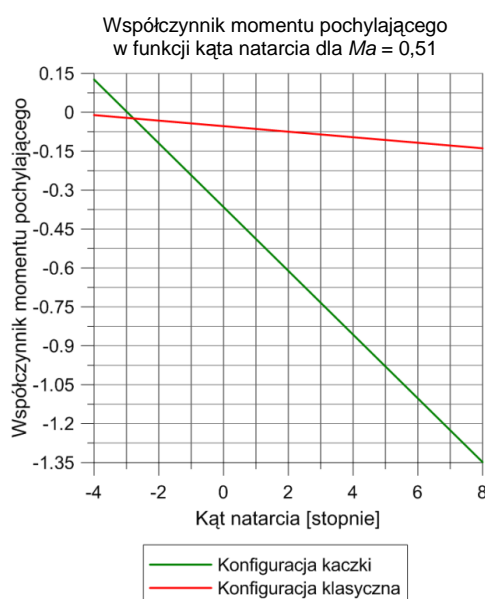
Rys. 5. Wykres współczynnika siły nośnej i momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia, wyniki otrzymane za pomocą programu MGAERO

Fig. 5. Lift force and pitching moment coefficient versus angle of attack obtained by MGAERO software

Pierwsza grupa wyników obejmuje analizy dla klasycznego układu samolotów, gdzie usterzenie (raketoplan) znajduje się z tyłu. Obliczenia stateczności przeprowadzono dla konfiguracji, gdy cecha objętościowa wynosi 0,376. W takim przypadku wspomniana odległość między 25% średniej cięciwy aerodynamicznej samolotu matki a 25% średniej cięciwy raketoplanu wynosi 87% długości średniej cięciwy samolotu matki. Następnie przeprowadzono analizy dla kilku położenia raketoplanu. Ostatecznie, na podstawie wyników z programu

AVL stwierdzono, że cecha objętościowa powinna wynosić 0,298, co odpowiada odległości równej 110% długości średniej cięciwy samolotu matki mierzonej między 25% średniej cięciwy aerodynamicznej samolotu matki a 25% średniej cięciwy raketoplanu. Dla tej konfiguracji jest spełniony warunek  $\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$ , co

oznacza, że samolot jest stateczny statycznie w rozważanym zakresie kątów natarcia (rys. 6.). Drugą część stanowią wyniki dla modelu w układzie kaczkii, gdzie raketoplan znajduje się z przodu. Analizę wykonano dla cech objętościowych w zakresie od 0,82 do 0,84, co odpowiada zakresowi odległości od 241 do 246% długości średniej cięciwy aerodynamicznej nosiciela. Warunek  $\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$  jest również spełniony dla samolotu w układzie kaczkii, czyli samolot jest także stateczny statycznie w rozważanym zakresie kątów natarcia (rys. 6.).



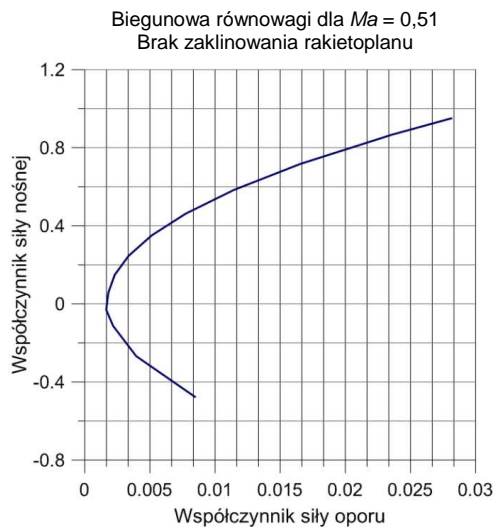
Rys. 6. Współczynnik momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia dla samolotu w układzie klasycznym oraz kaczkii, wyniki otrzymane za pomocą programu AVL

Fig. 6. Pitching moment coefficient versus angle of attack for classical and canard configurations obtained by AVL software

## 5. Wyniki dotyczące równowagi układu

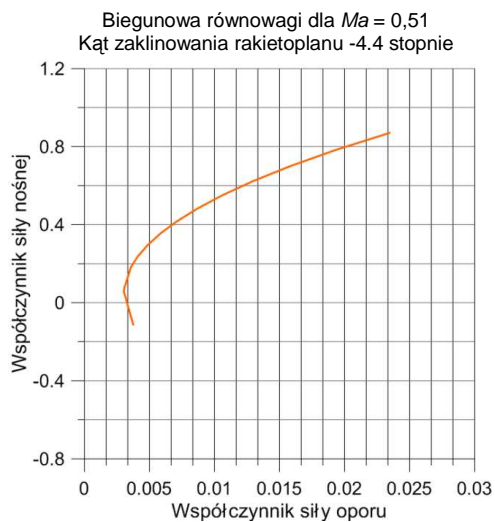
Stan równowagi był zapewniany przez wychylenie dwusegmentowych sterolotek, które obejmowały 30% cięciwy głównego skrzydła raketoplanu. Pierwszy etap obejmował wyznaczenie biegunowej równowagi dla wybranego położenia raketoplanu względem samolotu matki dla przypadku usterzenia z tyłu. Założono, że kąt zaklinowania raketoplanu wynosi zero. Otrzymane wyniki prezentuje rys. 7. Następnie sprawdzono, jakie jest wymagane wychylenie obu

sterolotek w celu zapewnienia równowagi dla współczynnika siły nośnej odpowiadającego prędkości tuż przed separacją na wysokości 15 km nad poziomem morza. Wspomniane wychylenie wynosi  $-10$  stopni. Następnie sprawdzono, jaki powinien być kąt zaklinowania raketoplanu względem samolotu matki, aby w warunkach lotu tuż przed separacją zapewnić stan równowagi bez wychylenia powierzchni sterowych. Kąt ten powinien wynosić  $-4,4$  stopnia. Dla samolotu zespolonego w konfiguracji z zaklinowanym raketoplanem wykonano ponowne obliczenia równowagi. Otrzymane wyniki prezentuje rys. 8.



Rys. 7. Zależność współczynnika siły nośnej od współczynnika siły oporu w momencie separacji dla kąta zaklinowania raketoplanu 0 stopni

Fig. 7. Lift force coefficient versus drag force coefficient for trim condition, rocket plane angle of incidence 0 degree



Rys. 8. Zależność współczynnika siły nośnej od współczynnika siły oporu w momencie separacji dla kąta zaklinowania raketoplanu  $-4,4$  stopni

Fig. 8. Lift force coefficient versus drag force coefficient for trim condition, rocket plane angle of incidence  $-4,4$  degree

Kolejnym etapem były obliczenia dla konfiguracji usterzenia z przodu. W tym przypadku jako powierzchnie sterowe wykorzystano sterolotki samolotu matki, które obejmowały 30% cięciwy. Nie udało się uzyskać stanu równowagi samolotu dla warunków lotu tuż przed separacją obiektów w zakresie kątów natarcia do 8 stopni.

## 6. Wnioski końcowe

Samolot w układzie kaczkowy jest statycznie stateczny, ale posiada bardzo duży współczynnik momentu pochylającego (patrz rys. 6.). Dodatkowo, powierzchnie sterowe w postaci sterolotek samolotu matki są niewystarczające, aby zapewnić stan równowagi dla warunków lotu tuż przed procesem separacji. Problemy te próbowano rozwiązać poprzez przesuwanie obiektu względem samolotu matki, niestety nie udało się osiągnąć satysfakcjonujących wyników. Samolot w konfiguracji klasycznej posiada wystarczająco duże powierzchnie sterowe, aby zapewnić stan równowagi dla warunków tuż przed procesem separacji. Dodatkowo cecha objętościowa usterzenia została zmieniona na 0,298 oraz wprowadzono zaklinowanie rakietyplanu względem nosiciela, tak aby w warunkach lotu tuż przed separacją można było uzyskać stan równowagi bez wychYLENIA powierzchni sterowych. Wspomniany kąt zaklinowania wynosi  $-4,4$  stopnie. Kolejnym etapem badań będzie przeprowadzenie właściwej analizy stateczności za pomocą pakietu SDSA [13].

## Literatura

- [1] Space tourism market study orbital space travel & destinations with suborbital space travel. Furton Corporation, October 2002.
- [2] <http://space.xprize.org/ansari-x-prize>.
- [3] Linehan D.: Space ship one. An Illustrated History, Zenith Press, 2008.
- [4] Galiński C., Goetzendorf-Grabowski T., Mieszalski D., Stefanek Ł.: A concept of two-staged space plane for suborbital tourism. Prace Instytutu Lotnictwa, 191 (2007), 33-42.
- [5] Stefanek Ł., Mieszalski D.: The two staged, suborbital, tourist space plane project: Aerodynamic influence analysis during second stage separation. Research and Education in Aircraft Design, Brno 2008.
- [6] Figat M., Galiński C., Kwiec A.: Modular airplane system. A Concept and Initial Investigation. ICAS 2012, Int. Congress, Brisbane, Australia 2012.
- [7] Lamra J.E., Frink N.T.: Aerodynamic features of designed strake-wing configurations. J. Aircraft, 19 (1982), 639-642.
- [8] Goraj Z.: Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń. Wydaw. Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001.
- [9] <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>.
- [10] MGAERO User's Manual version 3.1.4.

- [11] Mavriplis D.J.: Three-dimensional unstructured multigrid for the euler equations. J. Aircraft, 30 (1992), 1753-1761.
- [12] Nelson R.C.: Flight stability and automatic control. McGraw-Hill, Singapur 1998.
- [13] <http://www.ceasiom.com/ceasiom-modules/sdsa.html>.

*Niniejsza praca jest współfinansowana przez Unię Europejską w ramach Europejskiego Funduszu Społecznego poprzez realizację projektu „Program rozwoju dydaktycznego Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej”.*

## **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

DOI:10.7862/rm.2013.42

*Otrzymano/received: 15.09.2013 r.*

*Zaakceptowano/accepted: 22.11.2013 r.*



**KAPITAŁ LUDZKI**  
NARODOWA STRATEGIA SPÓJNOŚCI

**UNIA EUROPEJSKA**  
EUROPEJSKI  
FUNDUSZ SPOŁECZNY





Janka MAJERNÍKOVÁ<sup>1</sup>

Emil SPIŠÁK<sup>2</sup>

## 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

### 1. Introduction

Blanking is one of the basic processes in the sheet metal forming. It is one of the advanced technologies of processing materials and manufacturing products. In engineering practice, the shape of the product near the cut edge is by far the most important property. Blanking is a constrained shearing operation that involves elastic deflection, plastic deformation and fracture of the work material. In the blanking process, some factors such as the punch-die clearance, the tool geometry and the mechanical properties of the materials influence the quality of the cross-section and the dimension precision [1-5]. It is necessary to study the fracture of the metal and crack propagation to select rational process

---

<sup>1</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>2</sup> Emil Spišák, e-mail: emil.spisak@tuke.sk

factors. Simple shearing is affected by the uneven action of plastic deformation what makes the cut surface irregular. Because of that blanking methods have been improved and new technologies in the process of shearing have been developed. Using these technologies we can easier achieve higher geometric precision and surface quality. There are the following methods of fine blanking of parts: shaving, blanking with a curved cutting edge, the use of blanking tools with a tapered blank holder, reverses blanking, and fine blanking with a V-ring indenter [6-10]. Fine blanking with V-ring indenter technologies is designed in 1952 by the H. Schmid Company, successfully extended by Bosch [6] and patented by Schiess [7]. In conventional metal stamping only a punch and a die set is used. Fine blanking adds two more elements: a clamping or „stinger” plate to prevent die roll-off and a counter punch (ejector) to control deformation as the punch pushes through the plate (Fig. 1). In fine blanking with a V-ring indenter, the V-ring indenter presses into the sheet material close to the cut line, gripping the material on both sides of the cut. Compression stress occurs in the cutting zone and causes the plastic phase to affect the entire thickness of the blanked material, resulting in a quality blanked edge [3]. Thus, the part is smoothly removed from the strip.

Fine blanking is a specialized type of blanking in which the blank is sheared from the sheet stock by applying 3 separate forces – blanking force, holding force and ejector force (Fig. 1). Most of the equipment and setup for fine blanking is similar to conventional blanking. The fine blanking process resembles an extrusion process rather than the shearing process of conventional stamping. This results in a part with superior flatness, smooth edges, less roll-off and tighter form tolerances. The improved tolerance control results from die to punch clearances are much less than that of conventional stamping [9]. The sheet stock is still placed over a blanking die inside a hydraulic press and a blanking punch will impact the sheet to remove the blank. As it is mentioned above, this is done by the application of 3 forces. The first is a downward holding force applied to the top of the sheet. A clamping system holds a guide plate tightly against the sheet and is held in the place with an impingement ring, sometimes called a stinger that surrounds the perimeter of the blanking location. The second force is applied underneath the sheet, directly opposite the punch, by a „cushion”. This cushion provides a counter force during the blanking process and later ejects the blank. These two forces reduce bending of the sheet and improve the flatness of the blank. The final force is provided by the blanking punch impacting the sheet and shearing the blank into the die opening. In fine blanking, the clearance between the punch and the die is smaller and the blanking is performed at slower speeds. As a result, instead of the material fracturing to free the blank, the blank flows and is extruded from the sheet, providing a smoother edge. To manufacture parts in fine blanking quality, the following conditions have to be met: a press, a tool and a material.

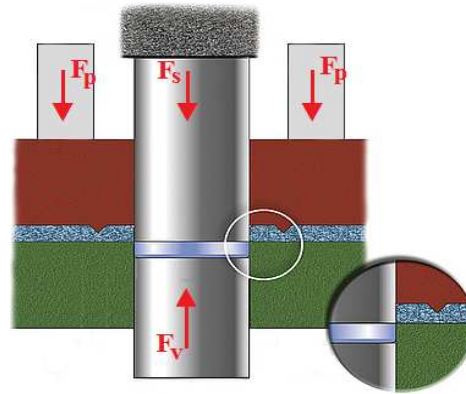


Fig. 1. Schematic of the fine blanking process with a V-ring indenter:  $F_P$  – blanking punch force,  $F_V$  – ejector force,  $F_S$  – blanking force

This technique produces a part with better flatness, a smoother edge with minimal burrs, and tolerances as tight as  $\pm 0.001$  mm. As a result, high quality parts can be blanked, so that they do not require any secondary operations. However, the additional equipment and tooling does add to the initial cost and makes fine blanking better suited to high volume production. The fine blanking has been used in automotive industry such as door locks, gear boxes, reclining seat adjusters, etc. Fine blanking refers to such methods of blanking of metal sheets and strips using cutting tools that produce a smooth edge, perpendicular to the sheet metal plane. Dimensions of blanks or punched holes are within tolerances that exceed the level of accuracy of conventional stamping by as much as two accuracy levels [1].

The fine blanking technology could be suitable for a wide range of materials, respectively steels with sufficient cold forming property and minimum yield strength. Ideal for fine blanking are low carbon steels and low-alloy steels. The decisive factor for the suitability of the material is its structure, which is affected by the content of carbon and alloying elements present and previous thermal processing. The raw material for fine blanked components is primarily rolled metal coils, although extruded and rolled strips are also used. In some cases non-metallic materials are fine blanked. For the fine blanking it is necessary to use material with uniform: chemical composition, structure, dimensional accuracy, mechanical properties. The shape of the fragile components (cementite, pearlite etc.) in the material structure is also important for fine blanking.

The aim of this paper is to assess the suitability for fine blanking of four different galvanized multiphase steel sheets used in automobile industry.

## 2. Experimental procedure

Multiphase steel sheets were used for the experiment to evaluate the effect of the punch-die gap on blanked edge quality in fine blanking:

- micro-alloyed steel (H220PD Z100MBO), marked *M*, thickness  $a_0 = 0.80$  mm,
- transformation-induced plasticity steel (TRIP RAK40/70 Z100MBO), marked *T*, thickness  $a_0 = 0.75$  mm,
- deep-drawing steel (DC06 BZE75/75PHOL), marked *Y*, thickness  $a_0 = 0.75$  mm,
- deep-drawing steel (DC06 BZE75/75PHOL), marked *Z*, thickness  $a_0 = 0.85$  mm.

Steel sheets types *M* and *T* were electrolytically galvanized on both sides, the zinc coating weight being  $100 \text{ g/m}^2$ . Deep-drawing steel sheets *Y* and *Z* were also zinc coated on both sides, the zinc coating weight being  $75 \text{ g/m}^2$ . Chemical compositions of experimental materials are shown in Table 1.

When the uniaxial tensile testing is concerned, tensile specimens of 240 mm gauge length and 12.5 mm width were prepared from strips cut at  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  and  $90^\circ$  according to the rolling direction of the sheet. During experiments, we recorded simultaneously the tensile load, the current length and the current width of the specimens.

Table 1. Chemical composition of tested materials [%]

| Material | C     | Mn    | P     | S     | Ti    | Si  | Al    | Cr    | Cu    | Ni    |
|----------|-------|-------|-------|-------|-------|-----|-------|-------|-------|-------|
| H220PD   | 0.004 | 0.415 | 0.042 | 0.004 | 0.037 | 0.1 | 0.035 | 0.031 | 0.011 | 0.017 |
| TRIP     | 0.204 | 1.683 | 0.018 | 0.003 | 0.009 | 0.2 | 1.73  | 0.055 | 0.028 | 0.018 |
| DC06     | 0.02  | 0.25  | 0.02  | 0.02  | 0.3   | -   | -     | -     | -     | -     |

An experimental shear cutting tool (Fig. 2) and a ZD 40 hydraulic press were used for fine blanking with a V-ring indenter. Replaceable top parts of the shear cutting tool enable adjustment of the following parameters in fine blanking with a V-ring indenter:

- the V-ring indenter size in the range of  $0.5 \div 1.5$  mm,
- the distance between the V-ring indenter and the cut line is 1.2 mm to 2.0 mm,
- the punch-die clearance ranges between 0 and 0.15 mm.

In present experimental investigation at least five specimens fabricated from  $50 \times 250$  mm steel sheets were sheared under following conditions:

- V-ring indenter height:  $h = 0.55$  mm,
- distance between the V-ring indenter and the cut line: 1.5 mm,
- two punch-die clearances: 0.01 and 0.08 mm.

The height of plastic zone on blanked strips edge surface was measured by an Olympus Bx FM microscope at the Department of Technologies and Materials.

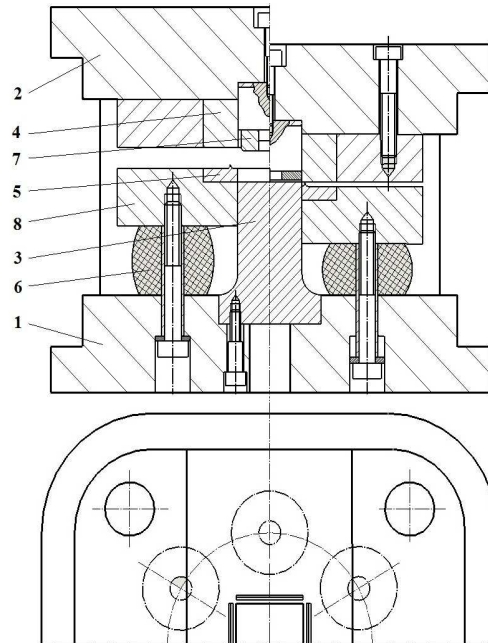


Fig. 2. Experimental shear cutting tool:  
 1 – support, 2 – upper plate, 3 – blanking punch, 4 – blanking die, 5 – blank holder, 6 – spring, 7 – ejector, 8 – guide plate

### 3. Results and discussion

The results of the uniaxial tensile test demonstrate visible difference in the value of mechanical parameters (Table 2 and 3), as well as flow characteristic (Fig. 3) depending on sheet material, especially in the case of the TRIP steel. Punch-die clearance has the largest effect on blanked edge quality. Therefore, its magnitude, regularity and stability become very important factors as well as the tool wears. Thanks to full clamping of a workpiece and the V-ring indenter on the blank holder, there are favorable stresses conditions in the shear cutting zone that enable high plastic deformation in this zone as well as crack avoidance.

Table 2. Mechanical properties of H220PD and TRIP steel sheets

| Specimen orientation | Sheet material                 |                                     |                                     |                                |                                     |                                     |
|----------------------|--------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|--------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|
|                      | H220PD                         |                                     |                                     | TRIP                           |                                     |                                     |
|                      | yield stress<br>$R_e$<br>[MPa] | ultimate strength<br>$R_m$<br>[MPa] | total elongation<br>$A_{80}$<br>[%] | yield stress<br>$R_e$<br>[MPa] | ultimate strength<br>$R_m$<br>[MPa] | total elongation<br>$A_{80}$<br>[%] |
| 0°                   | 209                            | 402                                 | 34.5                                | 442                            | 771                                 | 32.7                                |
| 45°                  | 203                            | 391                                 | 37.4                                | 441                            | 762                                 | 30.4                                |
| 90°                  | 208                            | 399                                 | 35.8                                | 450                            | 766                                 | 30.9                                |
| Mean value           | 206                            | 396                                 | 36.3                                | 445                            | 765                                 | 31.1                                |

Table 3. Mechanical properties of DC06 steel sheets

| Specimen orientation | Sheet material                 |                                     |                                     |                                |                                     |                                     |
|----------------------|--------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|--------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|
|                      | DC06 – Y                       |                                     |                                     | DC06 – Z                       |                                     |                                     |
|                      | yield stress<br>$R_e$<br>[MPa] | ultimate strength<br>$R_m$<br>[MPa] | total elongation<br>$A_{80}$<br>[%] | yield stress<br>$R_e$<br>[MPa] | ultimate strength<br>$R_m$<br>[MPa] | total elongation<br>$A_{80}$<br>[%] |
| 0°                   | 148                            | 277                                 | 53.0                                | 155                            | 282                                 | 55.9                                |
| 45°                  | 153                            | 282                                 | 50.4                                | 161                            | 288                                 | 52.9                                |
| 90°                  | 152                            | 277                                 | 51.7                                | 159                            | 284                                 | 53.0                                |
| Mean value           | 152                            | 279                                 | 51.6                                | 159                            | 286                                 | 53.7                                |

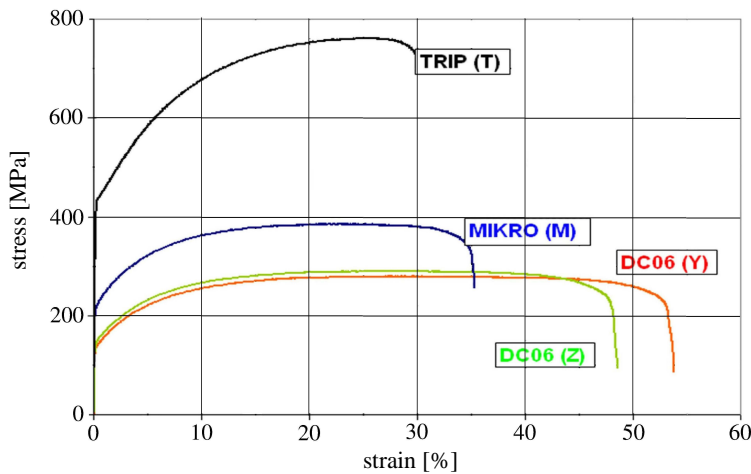


Fig. 3. Uniaxial tensile characteristics of steel sheets tested

According to the results of the plastic zone height measurements (Table 4), the plastic zone area decreases proportionally with clearance increasing. The largest value of the plastic zone height was observed in the case of the microalloyed steel sheet *M*, and the smallest in the case of the TRIP steel sheet *T* (Fig. 4).

From careful observation and measurements of shared edge of strips it is noticed that in the case of fine blanking the relative plastic zone height  $h_v/a_0$  differs considerably to the difference of material properties characterized by the ratio of the yield stress to ultimate strength (Table 5). The value of the  $h_v/a_0$  index decrease with the value of the  $R_e/R_m$  ratio increasing for both value of punch-die clearance applied (Fig. 5). A little deviation from linearity of such relation in the case of clearance of 0.01 mm could be a result of different thickness of the DC06 deep drawing steel sheet.

Table 4. Plastic zone height of the sheet blanked for two different punch-die clearances: 0.01 and 0.08 mm

| Sheet material | Clearance [mm] | Plastic zone height [mm] |          |          |               |
|----------------|----------------|--------------------------|----------|----------|---------------|
|                |                | $h_{v1}$                 | $h_{v2}$ | $h_{v3}$ | average $h_v$ |
| H220PD         | 0.01           | 0.626                    | 0.620    | 0.624    | 0.623         |
|                | 0.08           | 0.504                    | 0.508    | 0.508    | 0.507         |
| TRIP           | 0.01           | 0.436                    | 0.434    | 0.436    | 0.435         |
|                | 0.08           | 0.324                    | 0.329    | 0.348    | 0.334         |
| DC06 – Y       | 0.01           | 0.501                    | 0.494    | 0.490    | 0.495         |
|                | 0.08           | 0.423                    | 0.430    | 0.423    | 0.425         |
| DC06 – Z       | 0.01           | 0.549                    | 0.546    | 0.535    | 0.543         |
|                | 0.08           | 0.440                    | 0.444    | 0.453    | 0.446         |

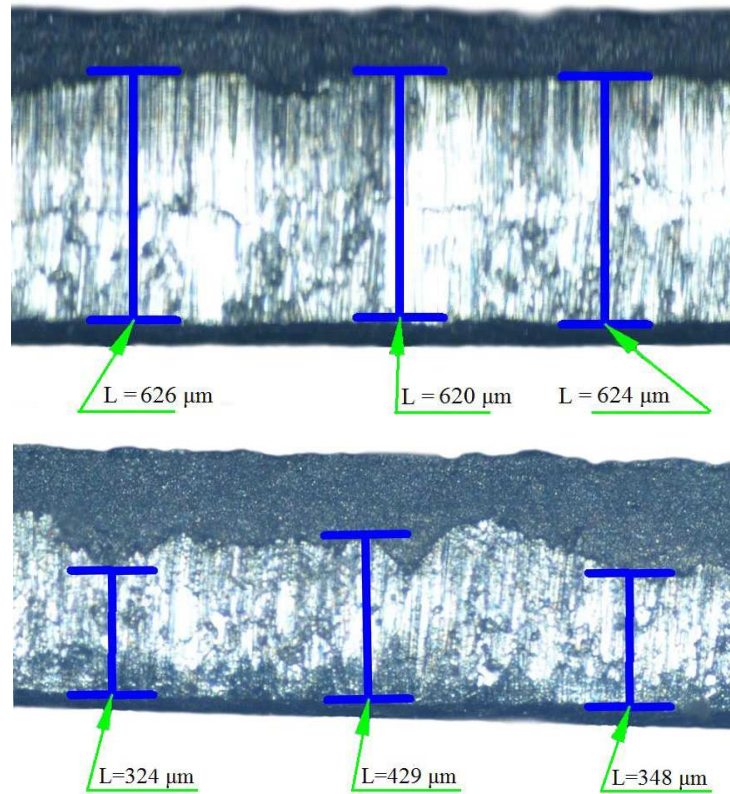
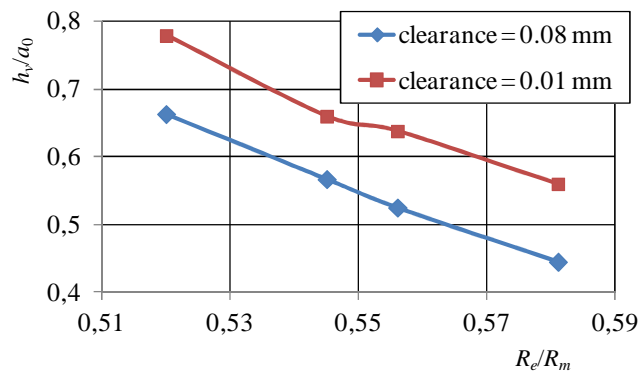


Fig. 4. Plastic zone height of sample: H220PD steel sheet blanked with 0.01 mm clearance (top) and TRIP steel sheet blanked with 0.08 mm clearance (bottom)

Table 5. Relative plastic zone height  $h_v/a_0$  dependence on sheet material index  $R_e/R_m$ 

| Sheet material | Sheet thickness $a_0$ [mm] | $R_e/R_m$ index | Clearance [mm] | $h_v$ [mm] | $h_v/a_0$ |
|----------------|----------------------------|-----------------|----------------|------------|-----------|
| H220PD         | 0.80                       | 0.529           | 0.01           | 0.623      | 0.779     |
|                | 0.80                       |                 | 0.08           | 0.507      | 0.663     |
| DC06 – Y       | 0.75                       | 0.545           | 0.01           | 0.495      | 0.660     |
|                | 0.75                       |                 | 0.08           | 0.425      | 0.567     |
| DC06 – Z       | 0.85                       | 0.556           | 0.01           | 0.542      | 0.638     |
|                | 0.85                       |                 | 0.08           | 0.446      | 0.525     |
| TRIP           | 0.75                       | 0.581           | 0.01           | 0.435      | 0.560     |
|                | 0.75                       |                 | 0.08           | 0.334      | 0.445     |

Fig. 5. Relative plastic zone height  $h_v/a_0$  dependence on sheet material  $R_e/R_m$  ratio

#### 4. Conclusion

The results of the experiment indicate that in blanking of 0.75 to 0.85 mm thick galvanized multiphase steel sheets the punch-die clearance clearly affects blanked edge quality, evaluated in terms of the relation of plastic zone height to blanked material thickness index. For the all four types of sheet metal, the  $h_v/a_0$  value was higher at the punch-die clearance of 0.01 mm than at 0.08 mm. Taking into account mechanical properties (yield stress, ultimate strength, and total elongation) the experiments showed that the value of the  $h_v/a_0$  blanked edge surface quality index decreases with the increase of the value of the  $R_e/R_m$  ratio. The measured result leads to the conclusion that the same shear cutting tool can be used for fine blanking of all material tested when using 0.01 mm punch-die clearance.



## References

- [1] Lange K.: Handbook of metal forming. McGraw-Hill Book Company, New York 1985.
- [2] Erbel S., Kuczyński K., Marciniak Z.: Obróbka plastyczna. PWN, Warszawa 1981.
- [3] Greškovič F., Lachváč J., Hrivňák A., Spišák E.: Evaluation of cutting of steel sheets. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej Mechanics, 197 (2000), 109-114.
- [4] Frącz W., Kut S., Mucha J., Stachowicz F.: Experimental investigation of blanking process using TiN coated tool materials. Kovarenstvi, 33 (2008), 124-126.
- [5] Frącz W., Kut S., Stachowicz F.: Experimental and numerical investigation of steel sheet blanking with pre-bending. Kovarenstvi, 33 (2008), 121-123.
- [6] Bosch F.: Fine blanking – practical handbook. Feintool AG, Lyss 1972.
- [7] Schiess F.: The fine blanking process. Patent No. 371004, Germany 1992.
- [8] Thipprakmas S.: Finite-element analysis of V-ring indenter mechanism in fine-blanking process. Materials Design, 30 (2009), 526-531.
- [9] Kim Y.J., Kawk T.S., Bae W.B.: Finite element analysis on effect of die clearance on shear planes in fine blanking. J. Mat. Proc. Technol., 130-131 (2002), 462-468.
- [10] Kwak T.S., Kim Y.J., Seo M.K., Bae W.B.: The effect of V-ring indenter on the sheared surface in the fine-blanking process of pawl. J. Mat. Proc. Technol., 143-144 (2003), 656-661.

## Acknowledgement

*The authors are grateful to APVV for support of experimental work under grant APVV-0682-11 – Application of progressive tool coatings for increasing the effectiveness and productivity of forming sheets made of modern materials and the project VEGA 1/0396/11 – Research and optimization of evaluation methods of strength and plastic properties of thin tinplates.*

## 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.*

Marek MŁYNARCZYK<sup>1</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

### 1. Wprowadzenie

Według wizji przedstawionej w wydanym przez KE raporcie „European Aeronautics: a Vision for 2020” [1] środki transportu lotniczego muszą spełniać stale rosnące wymagania odnośnie obniżenia kosztów podróży, bezpieczeństwa i wpływu na środowisko naturalne. Coraz powszechniejsze stosowanie zintegrowanych systemów monitorujących stan elementów statku powietrznego ma na celu wyeliminowanie wypadków przez zmniejszenie obciążenia załogi i pomoc w podjęciu właściwych decyzji. Zastosowanie inteligentnych systemów monitoringu wpływa na zwiększenie niezawodności i umożliwia usunięcie przy-

---

<sup>1</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

<sup>2</sup> Zbigniew Mrotek, e-mail: zbigniew.mrotek@ilot.edu.pl

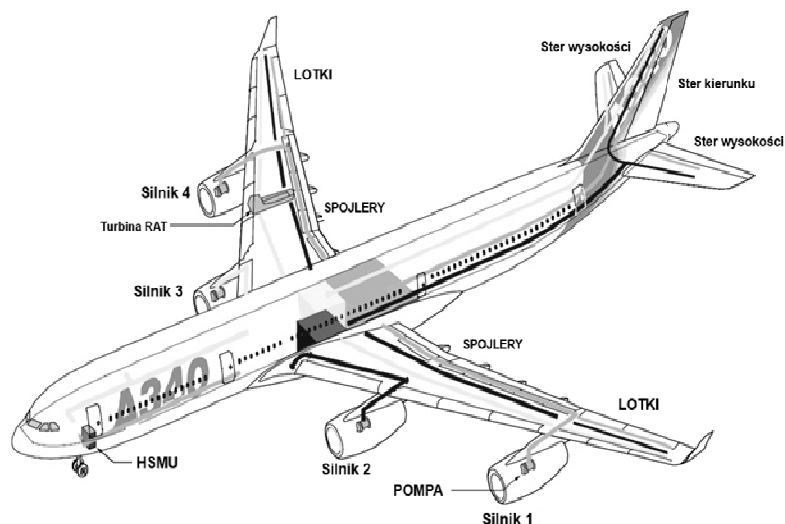
<sup>3</sup> Józef Małuj, e-mail: jozef.maluj@ilot.edu.pl

czyn nieplanowanych konserwacji i obsług, obniżając tym samym koszty eksploatacji samolotu.

## 2. System hydrauliczny samolotu

Działanie współczesnych samolotów pasażerskich opiera się na niezawodnej i płynnej pracy systemu hydraulicznego, zapewniającego ich sterowność (rys. 1.) [2, 3]. Za pomocą jego elementów (siłowniki, zawory, pompy itp.) oraz wypełniającego go pod ciśnieniem płynu hydraulicznego odbywa się kontrola i sterowanie m.in. położeniem lotek, sterów, klap umieszczonych w skrzydłach i usterzeniu, pozycją podwozia, systemem hamulców oraz wieloma innymi elementami samolotu. Są one sterowane za pomocą złożonego systemu hydraulicznego, który zwykle tworzą trzy niezależne podsystemy, każdy zasilany z osobnego zbiornika, co pozwala na niezależne zadawanie ciśnienia do różnych obwodów. W przypadku utraty ciśnienia specjalny system pomp umożliwi jego utrzymanie w niewrażliwych (krytycznych) układach wykonawczych. Ze względu na wymagane kryteria bezpieczeństwa samolotu system hydrauliczny pełni kluczową rolę. Wszystkie elementy w każdym z obwodów są połączone z centralnym zbiornikiem płynu układem metalowych rurek wysokociśnieniowych. Dla utrzymania stałego ciśnienia nad powierzchnią płynu zbiornik jest połączony z otaczającą go atmosferą. Ponieważ stosowane płyny hydrauliczne na bazie estrów fosforanowych wykazują znaczną higroskopijność, powietrze pobrane ze środowiska zewnętrznego jest nieuchronnym źródłem wilgoci oraz innych zanieczyszczeń wprowadzanych do płynu hydraulicznego.

Jeśli istotą działania systemu hydraulicznego we współczesnych samolotach pasażerskich jest przenoszenie znacznych sił za pośrednictwem medium, tj. płynu hydraulicznego, to bardzo ważna jest zarówno właściwa czystość płynu, jak i czynności obsługowe związane z kontrolą jego właściwości i utrzymaniem w odpowiednim stanie. Są one zwykle częścią normalnych, planowanych cyklicznie obsług samolotu. Kontrola stanu i utrzymywanie zdolności płynu hydraulicznego wykonywane w trakcie przeglądów okresowych są czasochłonne i kosztowne. Obecnie monitorowanie i ocena stanu płynu hydraulicznego odbywa się przez okresowe pobieranie próbek z instalacji. Następnie są one przesyłane do specjalistycznych laboratoriów w celu przeprowadzenia analizy ich składu chemicznego. W zależności od wyników są podejmowane dalsze akcje (płukanie, częściowa lub całkowita wymiana płynu). W celu uniknięcia bardzo kosztownej, całkowitej wymiany płynu na samolocie są często stosowane środki alternatywne, obejmujące wymianę częściową lub regenerację płynu polegającą na przepuszczeniu go przez specjalny naziemny system oczyszczający. Problemem jest również fakt, że czas potrzebny na przeprowadzenie laboratoryjnej analizy próbek waha się od 2 do 10 dni, co często opóźnia i wstrzymuje podjęcie decyzji odnośnie innych sprawdzeń i obsług.



Rys. 1. System hydrauliczny samolotu AIRBUS A340, opracowano na podstawie [www.exxpertsystems.de/](http://www.exxpertsystems.de/)

Fig. 1. The hydraulic system of AIRBUS A340 aircraft, according to [www.exxpertsystems.de/](http://www.exxpertsystems.de/)

Najpowszechniej stosowanymi przez największych producentów cywilnych statków powietrznych, takich jak Airbus czy Boeing, płynami w lotniczych systemach hydraulicznych są płyny na bazie estrów kwasu fosforowego. Obecnie są stosowane:

- Skydrol 500B-4,
- HyJet IV A PLUS,
- Skydrol LD-4,
- HyJet V.

Podstawowe cechy wyróżniające wymienione płyny to wysoka ognioodporność, wydłużony czas stosowania, stabilność parametrów w funkcji temperatury i zapobieganie erozji i korozji elementów systemu hydraulicznego. Największe ich wady to duża higroskopijność (ich „czas życia” w systemie hydraulicznym jest trudny do przewidzenia) oraz agresywność dla środowiska (atakują powszechnie stosowane farby, kleje, izolacje i materiały uszczelniające). Problemy związane z zanieczyszczeniami płynu w lotniczych systemach hydraulicznych można podzielić na kilka głównych kategorii:

- cząstki stałe (obecność obcych ciał stałych w płynie hydraulicznym),
- woda (zarówno w postaci roztworu, jak i w postaci wytrąconej),
- powietrze lub inne gazy (w postaci rozpuszczonej lub pęcherzyków),
- zanieczyszczenia chemiczne (wywołane czynnikami zewnętrznymi lub degradacją).

**Cząstki stałe** powodują przyspieszone zużycie elementów systemu i ich uszkodzenie, zatykanie dysz i zaworów, zużycie cierne części ruchomych, krawędzi i powierzchni.

**Woda** powoduje wzrost korozji oraz reakcje chemiczne poprzez działanie galwaniczne, wywołując zużycie i degradację powierzchni i zużywanie się (zmęczenie) łożysk.

**Powietrze** w formie pęcherzyków powoduje zmiany ciśnienia wywołane kompresją, co wpływa na utratę przenoszonej mocy, utlenianie się części metalowych i ich przedwczesne zużycie, wzrost temperatury, hałasu oraz zmiany chemiczne i degradację płynu.

**Zanieczyszczenia chemiczne** wywołane najczęściej dodatkami niekompatybilnych płynów, pozostałością środków czyszczących lub reakcjami z elementami systemu obniżają wytrzymałość temperaturową i niepalność, powodują pogorszenie działania dodatków uszlachetniających oraz zmiany lepkości, gęstości i przewodności elektrycznej.

### 3. Wymagania na pokładowy system monitoringu

Pomysłem na nowatorskie rozwiązanie tych problemów było opracowanie pokładowego, inteligentnego systemu, którego jednym z zadań miało być monitorowanie za pomocą wielu czujników krytycznych parametrów lotniczego płynu hydraulicznego oraz ocena stanu jego zanieczyszczenia i zużycia. Projekt o nazwie SUPERSKYSENSE był realizowany w ramach VI Programu Ramowego Unii Europejskiej przez konsorcjum międzynarodowe, w ramach którego autorzy pracy uczestniczyli aktywnie w opracowaniu specyfikacji technicznej systemu i programu badań, opracowali i wykonali trzy prototypy czujnika właściwości elektrycznych płynu hydraulicznego oraz uczestniczyli w badaniach funkcjonalnych i prowadzili badania środowiskowe kompletnego prototypu systemu. Zadaniem systemu monitoringu SSK miała być optymalizacja obsługi układu hydraulicznego samolotu przez testowanie na bieżąco i w sposób możliwie ciągły stopnia zużycia płynu, pozwalająca na przewidywanie skutków pogorszenia jego stanu i zaplanowanie działań naprawczych. Narzędziem do jego realizacji był monitoring najważniejszych właściwości płynu hydraulicznego, a kontrolowanych dotąd za pomocą badań laboratoryjnych. Na podstawie wieloletnich doświadczeń do monitorowania wybrano te parametry, które mają największy związek z zanieczyszczeniami i utratą efektywności systemu hydraulicznego, tj.:

- zawartość cząstek stałych (klasa czystości) – wymaganie: klasa  $\leq 7$ ,
- kwasowość – wymaganie: indeks kwasowości  $AI \leq 0,15$  mgKOH/g,
- zawartość wody – wymaganie: zawartość procentowa masy  $\leq 0,2\%$ ,
- zawartość rozpuszczonych gazów (dotychczas niemierzona),
- właściwości elektryczne – wymaganie: konduktywność elektryczna  $\gamma \geq 0,3$   $\mu\text{S/cm}$ .

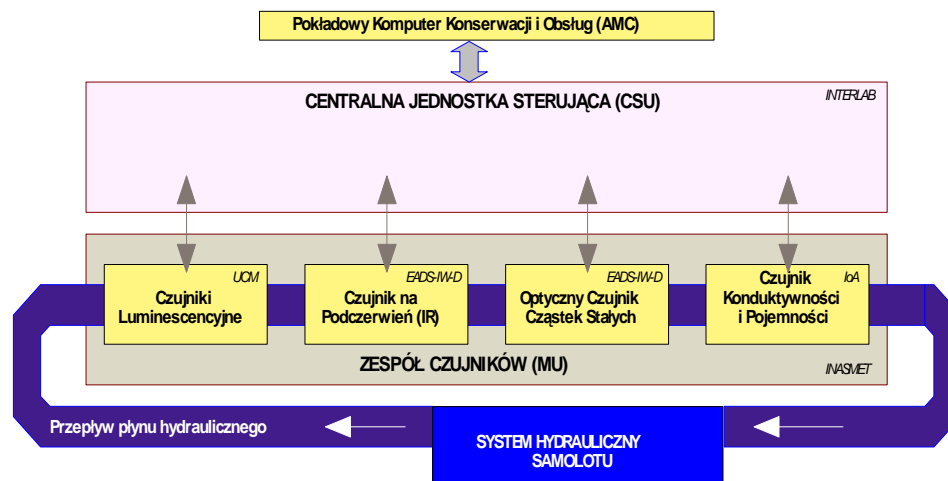
Podstawowym założeniem była zasada, zgodnie z którą system będzie elementem wyposażenia pokładowego samolotu, a informacje o mierzonych parametrach będą jak najbliższe uzyskiwanym dotychczasowymi metodami. Przyjęto, że system monitoringu (w szczególności jego czujniki) powinien działać w warunkach środowiskowych, jakie panują w systemach hydraulicznych samolotów, których podstawowe parametry to:

- ciśnienie w układzie hydraulicznym 3000 PSI (207 bar) lub 5000 PSI (345 bar) – w części wysokociśnieniowej systemu przy szybkości przepływu do 5 l/min,
- temperatura pracy systemu – normalna [ $-15^{\circ}\text{C}$ ,  $+85^{\circ}\text{C}$ ], podwyższona [ $-15^{\circ}\text{C}$ ,  $+94^{\circ}\text{C}$ ], przetrwania [ $-60^{\circ}\text{C}$ ,  $+120^{\circ}\text{C}$ ],
- zasilanie z sieci pokładowej +28V.

Parametry systemu powinny być zgodne z wymaganiami normy środowiskowej EUROCAE ED14/ R.T.C.A D0160 E oraz wymaganiami Airbus ABD0100 (części 0, 1 i 2).

System monitoringu SSK (rys. 2.) opracowany w ramach projektu SUPER-SKYSENSE tworzyły dwa podstawowe bloki funkcjonalne:

- zespół czujników (MU) przetwarzających wybrane chemiczne i fizyczne parametry płynu w instalacji hydraulicznej samolotu na standardowe sygnały elektryczne,
- centralna jednostka sterująca (CSU) kontrolująca pracę czujników, zbierająca dane pomiarowe dotyczące poszczególnych monitorowanych parametrów i zapewniająca komunikację z innymi systemami zainstalowanymi na samolocie.



Rys. 2. Schemat blokowy systemu monitoringu

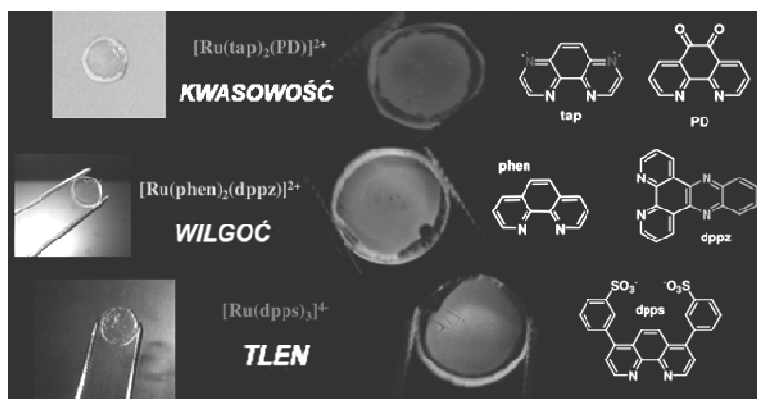
Fig. 2. The block diagram of the monitoring system

Ze względu na zastosowaną metodę pomiarową czujniki wykorzystywane do pomiaru parametrów płynów hydraulicznych można podzielić na cztery podstawowe grupy:

- 1) czujniki luminescencyjne (opracowane przez Universidad Complutense de Madrid),
- 2) czujnik na podczerwień (opracowany przez EADS Innovation Works Germany),
- 3) optyczny czujnik cząstek stałych (opracowany również przez EADS Innovation Works Germany),
- 4) pojemnościowy czujnik właściwości elektrycznych (opracowany przez autorów z Instytutu Lotnictwa w Warszawie).

Wysokociśnieniowe elementy mechaniczne zespołu czujników MU były opracowane przy udziale firmy INASMET z Hiszpanii.

Zasada pracy czujników luminescencyjnych polegała na wykrywaniu zmiany emitowanego sygnału luminescencyjnego, powodowanej przez zanieczyszczenia chemiczne, poprzez użycie odpowiednio zabarwionych filtrów luminescencyjnych. W celu uniknięcia rozpuszczenia przez płyn hydrauliczny cienka warstwa (folia) polimeru o grubości 20÷30  $\mu\text{m}$  i odpowiedniej barwie była chemicznie nanoszona na specjalne okno szklane (rys. 3.). Mierzonym parametrem był czas życia (zaniku) luminescencji następującej po chwilowym wzbudzeniu luminoforu przez błysk światła. Do pomiaru parametrów chemicznych zastosowano okno luminescencyjne na podstawie barwy pomarańczowo-czerwonej o stężeniu barwnika dobranym i specjalnie zoptymalizowanym dla każdego z mierzonych parametrów: zawartości kwasów, wody i powietrza.

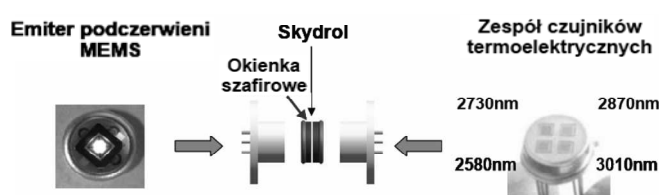


Rys. 3. Filtry czujników luminescencyjnych zaprojektowane i wykonane przez Universidad Complutense de Madrid, na podstawie [4]

Fig. 3. Filters of the luminescent sensors designed and build Universidad Complutense de Madrid, according to [4]



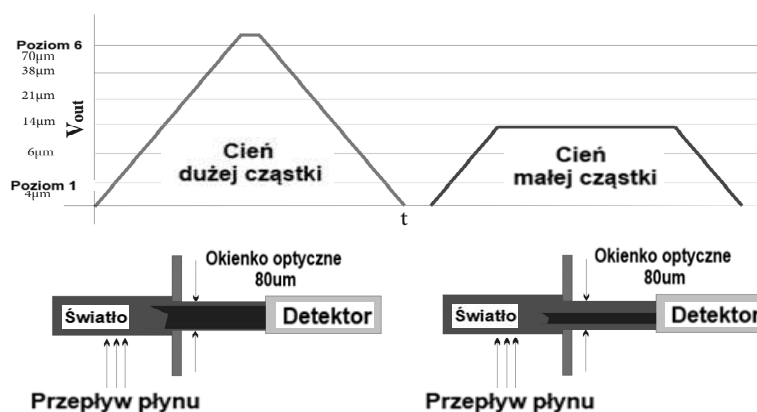
Czujnik zanieczyszczeń chemicznych oparty na metodzie podczerwieni służył do pomiaru dwóch parametrów: zawartości wody (kanał 2870 nm) i kwasów (kanały 2730 nm i 3010 nm). Oba parametry można było mierzyć przez pomiar zmian emisji podczerwieni przez badany płyn hydrauliczny. Przykładowo, zmiana zawartości wody powoduje wzrost absorpcji promieniowania podczerwonego w długości fali ok.  $3500\text{ cm}^{-1}$  (lub 2870 nm). Współczynnik absorpcji podczerwieni jest w przybliżeniu symetryczny względem tej wartości i symetria ta jest zaburzana w momencie pojawienia się zanieczyszczeń. Zasadę pracy i strukturę czujnika pokazano na rys. 4.



Rys. 4. Zasada pracy czujnika opartego na emisji podczerwieni (EADS-IW-D), na podstawie [4]

Fig. 4. Principle of operating of the sensor based on the infrared emission (EADS-IW-D), according to [4]

Czujnik zawartości cząstek stałych w płynie hydraulicznym oparto również na metodzie optycznej; jego zasadę pracy i budowę zilustrowano na rys. 5. Praca czujnika polegała na zliczaniu zdarzeń polegających na rzutowaniu cieni cząstek przepływających przez wąską szczelinę i oświetlanych przez światło emitowane



Rys. 5. Zasada pracy optycznego czujnika cząstek stałych (EADS-IW-D), na podstawie [4]

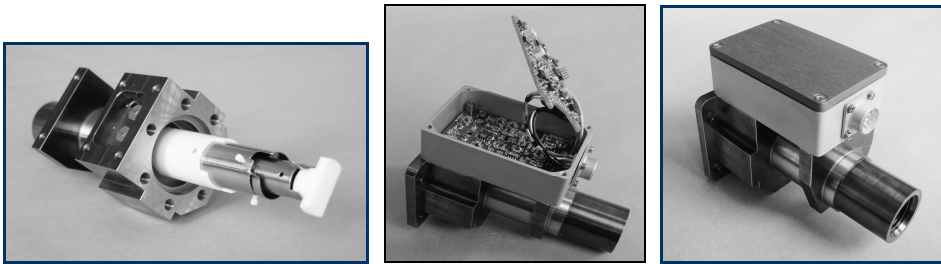
Fig. 5. Principle of operating of the particulate filter sensor (EADS-IW-D), according to [4]

przez diodę laserową. Wielkość sygnału wyjściowego była zależna od rozmiaru cienia wytwarzanego przez cząstkę przemieszczającą się w wiązce światła, a tym samym od jej wielkości.

Czujnik właściwości elektrycznych płynu hydraulicznego (rys. 6.) opierał się na metodzie pojemnościowej i służył do pomiaru konduktywności i stałej dielektrycznej (poprzez pomiar pojemności). Podstawowym elementem pomiarowym był współosiowy kondensator cylindryczny zanurzony na stałe w przepływającym płynie hydraulicznym. Zasadę pomiaru oparto na zależnościach określających pojemność  $C$  i konduktywność  $g$  czujnika cylindrycznego.

$$C = C_o \cdot \varepsilon_r = \frac{\varepsilon_r \cdot \varepsilon_o \cdot 2\pi L}{\ln(D2/D1)},$$

$$g = \frac{\ln(D2/D1)}{2\pi LR}.$$



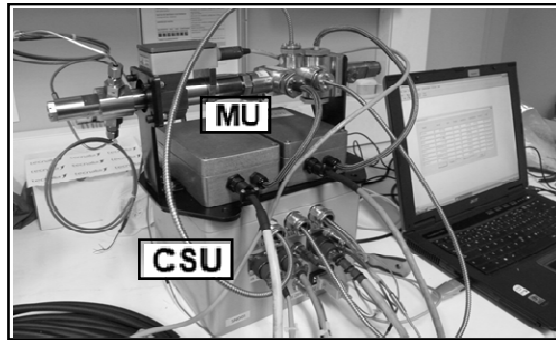
Rys. 6. Czujnik parametrów elektrycznych płynu hydraulicznego, Instytut Lotnictwa

Fig. 6. The sensor of electric parameters of hydraulic fluid, Institute of Aviation

Ponieważ wymiary kondensatora pomiarowego ( $D1$ ,  $D2$  i  $L$ ) są stałe i w obu przypadkach identyczne, pomiar stałej dielektrycznej  $\varepsilon_o$  sprowadza się do pomiaru pojemności  $C$ , a pomiar konduktywności  $g$  do pomiaru odwrotności rezystancji czujnika  $R$ . Stała dielektryczna dotychczas nie była parametrem mierzonym w celu oceny stanu jego zanieczyszczenia. W trakcie badań płynów hydraulicznych przeprowadzonych w ramach projektu stwierdzono jednak prawie liniową zależność tego parametru w funkcji zawartości wody i zdecydowano się na dodatkowe jego monitorowanie.

Zadaniem centralnej jednostki sterującej (CSU) systemu SSK opracowanej przez koordynatora projektu firmę INTERLAB z Hiszpanii było: zapewnienie analogowego interfejsu pomiędzy czujnikami a cyfrowym blokiem przetwarzania danych; sterowanie pracą czujników optycznych; zbieranie, analiza, przetwarzanie i gromadzenie danych o stanie poszczególnych mierzonych parametrów oraz zapewnienie interfejsu cyfrowego do komunikacji z zewnętrznym kompute-

rem bądź pokładowym systemem konserwacji i obsługi. Modułową konstrukcję CSU systemu wraz z przykładowym oknem programu odczytującego na bieżąco wartości poszczególnych mierzonych paramentów przedstawiono na rys. 7.



Rys. 7. Kompletny prototyp systemu SSK

Fig. 7. Complete prototype of system SSK

#### 4. Badania prototypów

Badania prototypów mają zawsze kluczowe znaczenie w ocenie przydatności projektowanych systemów. Głównym celem projektu było wiarygodne wykazanie funkcjonalności systemu SSK w rzeczywistych warunkach pracy. Aby sprawdzić, czy jego wszystkie elementy będą w stanie wytrzymać rzeczywiste narażenia bez uszkodzeń i czy bezpiecznie mogą być poddane próbom funkcjonalnym, przeprowadzono próby wibracyjne trwałościowe i zmęczeniowe. Wykonano trzy prototypy, każdy przeznaczony do innego rodzaju testów. Rzeczywistym celem prób wibracji przypadkowych przeprowadzonych w Instytucie Lotnictwa w Warszawie było sprawdzenie, czy konstrukcja prototypu pozwala na bezpieczne przeprowadzenie testów funkcjonalnych. Testy przeprowadzono dla trzech osi, zwiększając narażenia aż do najwyższego poziomu *D1* określonego w normie RTCA/DO-160E. Próbom poddano zespół czujników (MU) napełniony płynem hydraulicznym. W celu stwierdzenia, że system jest zdolny do bezpiecznego przeprowadzenia prób funkcjonalnych prototyp poddano testom w firmie CESA w Madrycie, takim jak:

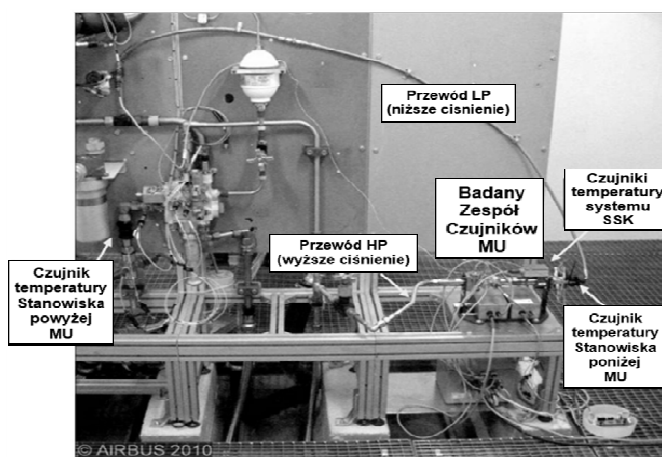
- próba trwałościowa – 5000 cykli ciśnienia 209 barów oraz załączenia elektroniki,
- próba zmęczeniowa – 55000 cykli ciśnienia 87,5 barów.

W wyniku prób trwałościowych i zmęczeniowych stwierdzono, że prototyp systemu może być bezpiecznie poddany próbom funkcjonalnym.

Przeprowadzenie i wyniki prób funkcjonalnych były najbardziej istotnym elementem badania prototypu systemu monitoringu. Głównym celem tych prób była ocena, czy system jest w stanie prawidłowo mierzyć parametry płynu w warunkach rzeczywistych, tj. przy roboczych wartościach ciśnienia i przepły-

wu płynu oraz dla różnych zawartości wody i klasy czystości płynów hydraulicznych oraz różnych wartości temperatury.

Testy funkcjonalne zostały przeprowadzone na unikatowym stanowisku hydraulicznym AIRBUS ESTER 3000 PSI (rys. 8.) w Tuluzie. Obecność na stanowisku elementów systemu hydraulicznego (np. siłowników) odzwierciedlała rzeczywiste warunki w systemie hydraulicznym samolotu. Aby przeprowadzić testy systemu SSK, opracowano specjalny program umożliwiający komputerową zmianę parametrów płynu hydraulicznego, kontrolę jego parametrów, przecieków instalacji oraz symulacje różnych stanów działania systemu hydraulicznego. Umożliwiał on również odczytywanie i rejestrację danych z badanego systemu SSK oraz utrzymywanie stałej temperatury i przepływu płynu hydraulicznego. Zasadnicze testy przeprowadzono w różnych temperaturach. W celu porównania wyników pomiarów z wynikami dotychczas stosowanych badań przed każdą zmianą stopnia zanieczyszczenia płynu pobierano próbki, które były następnie poddawane badaniom konwencjonalnymi metodami laboratoryjnymi. Uzyskane wyniki pomiarów zawartości kwasów i powietrza czujnikami luminescencyjnymi i na podczerwień potwierdziły słuszność koncepcji oraz metod pomiarowych. Dokładne porównanie wyników badań zawartości powietrza było utrudnione, gdyż proces pobierania i transportu próbek do laboratorium miał wpływ na ich czystość. W przypadku optycznego czujnika cząstek stałych potwierdzono jedynie ich wykrywanie w pełnym zakresie pomiarowym. Jednak wyniki zliczania wykazały znaczne odstępstwa od wyników laboratoryjnych z powodu sklejaniasię i wzajemnego przesłaniania cząstek przepływających przez wąską szczelinę pomiarową, co wymagałoby modyfikacji konstrukcji czujnika (np. wymuszenie mieszania cząstek). Wyniki pomiaru konduktywności wykazały bardzo wysoką



Rys. 8. System SSK badany na stanowisku firmy AIRBUS, na podstawie [4]

Fig. 8. SSK system tested on the AIRBUS stand, according to [4]

zbieżność z wynikami pomiarów laboratoryjnych oraz dobrą kompensację wpływu zmian temperatury. Pomimo stwierdzenia liniowej zależności zmian stałej dielektrycznej płynu hydraulicznego od zawartości wody ich zakres nie pozwolił na uzyskanie zadowalających wyników pomiarowych w warunkach, gdy płyny hydrauliczne mogą być mieszane w dowolnych proporcjach. Wynikło to ze znacznych różnic stałych dielektrycznych stosowanych płynów.

## 5. Uwagi końcowe

Na podstawie doświadczeń z obsługą i eksploatacji wielu firm lotniczych można stwierdzić, że najbardziej krytycznymi parametrami płynów hydraulicznych są obecność **cząstek stałych**, zawartość **wody** i nadmierna **kwasowość**. Mimo że projekt jest znacznym krokiem naprzód w kierunku zastąpienia dotychczas stosowanych metod kontroli pokładowym systemem monitoringu w pełni zintegrowanym z systemami samolotu, nie uzyskano zapewnienia kontroli wszystkich wymaganych parametrów. W szczególności w zakresie pomiaru zawartości cząstek stałych nie uzyskano satysfakcjonujących rezultatów ze względu na złożoną naturę fizyczną tego parametru. Do niezawodnej oceny pomiaru krytycznych właściwości płynu hydraulicznego pozostają zatem dwa parametry: zawartość wody i kwasów. Na ich podstawie oraz pomiary temperatury płynu można otrzymać podstawowe informacje na temat stanu jego zużycia. W systemach hydraulicznych nowych samolotów, gdzie temperatura płynu jest mierzona ze znacznie większą dokładnością, uzyskane wyniki pomiarów wilgotności i kwasowości mogą być bardziej użyteczne.

Linie lotnicze prowadzące obsługę swych samolotów są zainteresowane również alternatywnym rozwiązaniem, jakim byłoby zastosowanie opracowanej w ramach projektu jednostki monitorującej do pomiarów w trakcie obsługi naziemnej. W ramach tego pośredniego kroku system monitoringu SSK mógłby zastąpić większość pomiarów laboratoryjnych. Jedną z istotnych zalet takiego rozwiązania można byłoby uznać fakt, że tego typu system naziemny nie musiałby spełniać rygorystycznych wymagań środowiskowych i niezawodnościowych dla pokładowego systemu hydraulicznego. Już samo wyeliminowanie konieczności pobierania próbek płynu z systemu samolotu oraz możliwość podjęcia natychmiastowej decyzji i działań podczas jego obsługi bez konieczności wielodniowego oczekiwania na wyniki badań laboratoryjnych miałyby duże znaczenie dla użytkowników przez znaczny wpływ na obniżenie kosztów eksploatacji samolotu.

## Literatura

- [1] Praca zespołowa: European aeronautics: A vision for 2020, Published by the European Commission, January 2001.

- [2] Specyfikacja techniczna NSA307110, Fluid – Hydraulic Phosphate Ester – Base Fire Resistant, Airbus France, March 2004.
- [3] Neese W.A.: Aircraft hydraulic systems. Krieger Pub Co., February 1991.
- [4] SuperSkysense Final Publishable Executive Summary – M42: Hydraulic fluid health monitoring and reconditioning system, June 2010.

## **ON-BOARD AVIATION HYDRAULIC FLUID HEALTH MONITORING SYSTEM**

### **Abstract**

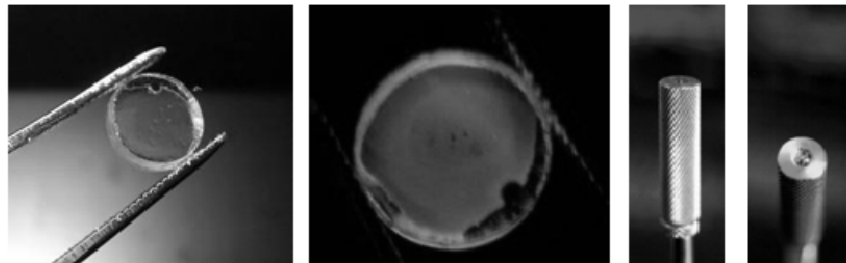
Growing demands of aircrafts operators to increase the reliability and reduce operating costs by eliminating unscheduled maintenance make designers implement more widely integrated systems monitoring the status of the largest possible number of onboard components. The paper presents the main goals and 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.*



Rys. 3. Pomarańczowy filtr luminescencyjny oraz widok głowicy czujnika (Univerisad Complutense de Madrid)

Fig. 3. The orange luminescent filter and the view of the sensor head (Univerisad Complutense de Madrid)

Dariusz NOWAK<sup>1</sup>

## 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 przyziemięcia. 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

### 1. Wprowadzenie

W ostatnich latach obserwuje się znaczny wzrost zastosowania bezzałogowych statków latających (BSL) w różnych dziedzinach życia. Najpowszechniej są one wykorzystywane do prowadzenia zadań militarnych polegających na obserwacji i rozpoznaniu pola walki oraz na automatycznym dotarciu do wskazanego celu i jego zniszczeniu. BSL jest coraz częściej dodatkowym wyposażeniem sprzętowym służb porządkowych i bezpieczeństwa publicznego. Służą jako nośniki kamer video, za pomocą których można patrolować z dowolnej wysokości określony teren, prowadzić poszukiwania w miejscach trudno dostępnych dla człowieka oraz dokonywać diagnostyki miejsc katastrof i kataklizmów. W zależności od zastosowania stawia się coraz większe wymagania kon-

---

<sup>1</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

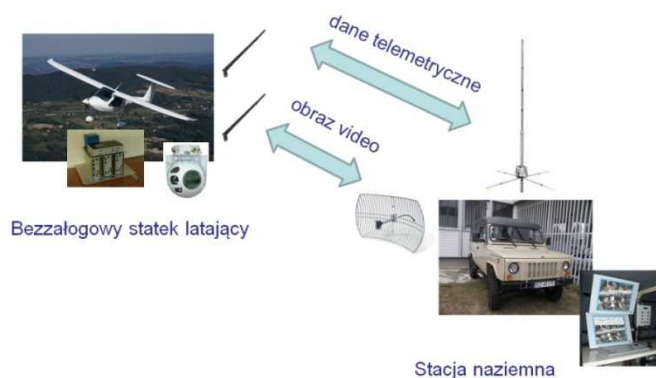


strukcyjne bezzałogowym statkom latającym. Dotyczą one zarówno właściwości fizycznych i mechanicznych samej konstrukcji, jak i pokładowego systemu sterowania i jego możliwości.

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. Przedstawiono koncepcyjne rozwiązania, które zostaną sprawdzone w trakcie przyszłych prac badawczych. Zaprezentowano wyniki komputerowej symulacji procedur automatycznego startu oraz automatycznego sterowania lądowaniem BSL.

## 2. Ogólna struktura systemu bezzałogowego

System bezzałogowy składa się zazwyczaj z nośnika, czyli mobilnego obiektu latającego, oraz ze stacji kontrolnej (rys. 1.). Nośnik jest wyposażony w mechanizmy wykonawcze, sterowniki mechanizmów wykonawczych, moduły pomiarowe, główny komputer pokładowy, system rejestracji i transmisji obrazu, moduły do transmisji danych telemetrycznych oraz dodatkowe moduły pomiarowe [1]. Pokładowa kamera obserwacyjna jest umieszczona na trójosiowej głowicy stabilizującej jej położenie w przestrzeni. W zależności od zapotrzebowania aparatura stacji naziemnej może być zamontowana na pokładzie ciężarowego pojazdu terenowego, przyczepy, samochodu osobowego lub może być przenośna w torbie czy plecaku. Zawiera komputery klasy PC, komputery przemysłowe lub urządzenia mobilne typu tablet wyposażone w oprogramowanie umożliwiające wizualizację parametrów lotu oraz stanu wykonywanej misji, jak



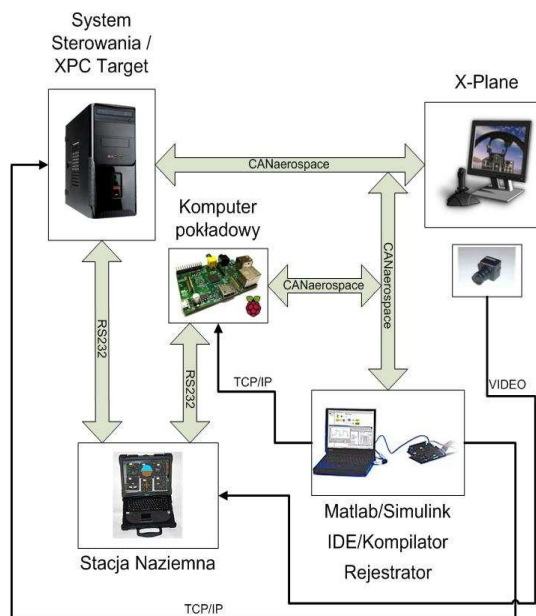
Rys. 1. Struktura systemu bezzałogowego

Fig. 1. The unmanned system structure

również bezpośrednio lub pośrednio sterowanie lotem. Osobny komputer jest odpowiedzialny za obróbkę i wyświetlanie obrazu video przesyłanego z kamery pokładowej. Komputer pokładowy BSL powinien być wyposażony w oprogramowanie, które wspomaga operatora w sterowaniu obiektem podczas wykonywania misji lub całkowicie autonomicznie przeprowadza misję zgodnie ze zdefiniowanym przez operatora planem, a także zapewnia wprowadzanie modyfikacji w czasie wykonywania misji [2].

### 3. Stanowisko do badań symulacyjnych

Projektowanie i testowanie poszczególnych elementów systemu sterowania wymagało zastosowania specjalnie przygotowanego stanowiska badawczego (rys. 2.). Pomocnym narzędziem okazał się pakiet do obliczeń inżynierskich Matlab/Simulink wraz z biblioteką xPC Target oraz symulator lotu X-Plane firmy Laminar Research. Struktura systemu sterowania obiektem i jego funkcjonalność zostały zamodelowane za pomocą pakietu Simulink. Poszczególne moduły systemu są reprezentowane jako osobne bloki posiadające określoną liczbę wejść i wyjść, realizujące oprogramowanie zaimplementowane w postaci s-funkcji w języku C. Każdy z tych bloków stanowi osobne zadanie czasu rzeczywistego wykonywane w określonych interwałach czasowych. Projekt systemu jest kompilowany w środowisku Matlab i ładowany za pośrednictwem protokołu sieciowego TCP/IP do pamięci komputera typu PC104, który pracuje



Rys. 2. Schemat blokowy stanowiska badawczego, na podstawie [3]

Fig. 2. A block diagram of the test bench, according to [3]

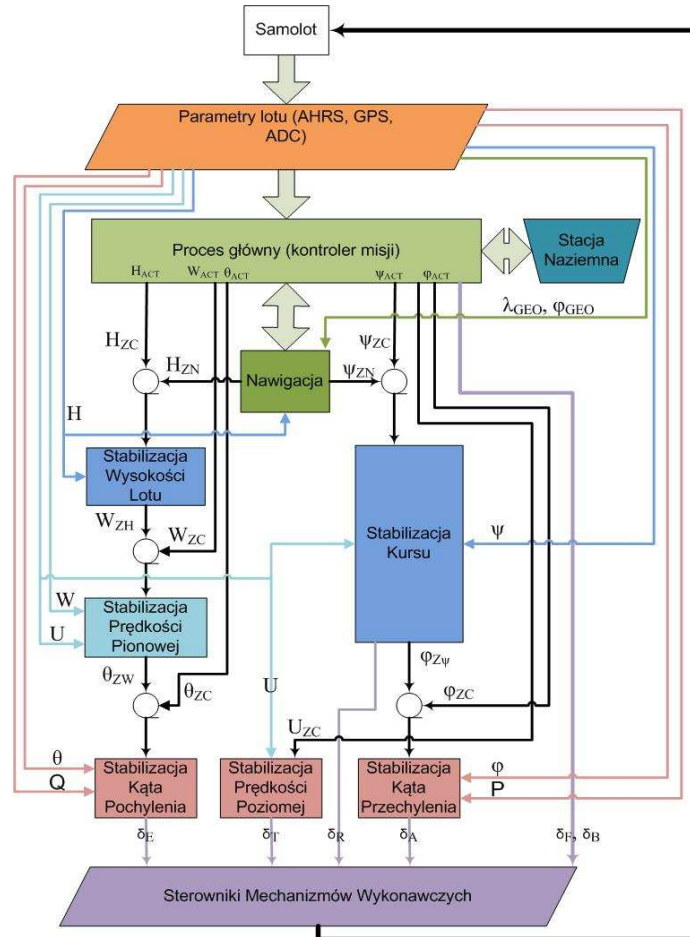
pod kontrolą systemu czasu rzeczywistego xPC Target, pełniąc funkcję komputera pokładowego. Simulink umożliwia również wygenerowanie kodu całego systemu sterowania, który następnie może być skompilowany za pomocą odpowiedniego kompilatora i załadowany do pamięci miniaturowego systemu wbudowanego, umieszczonego na pokładzie rzeczywistego obiektu latającego. Zarówno system wbudowany, jak i komputer sterujący klasy PC104 są wyposażone w interfejsy komunikacyjne CAN oraz RS232, które umożliwiają wymianę danych ze stacją naziemną, symulatorem lotu lub mechanizmami wykonawczymi i modułami pomiarowymi.

Rolę stacji naziemnej pełni przenośny komputer klasy PC o dużej mocy obliczeniowej i wytrzymałej konstrukcji odpornej na wstrząsy i warunki atmosferyczne. Oprogramowanie stacji naziemnej pracuje pod kontrolą systemu czasu rzeczywistego. Wartości parametrów lotu przesłane przez komputer pokładowy są wizualizowane za pomocą wirtualnych przyrządów pokładowych, jakie znajdują się w kokpicie każdego samolotu. Na potrzeby badań skonstruowano dynamiczne modele statku powietrznego dla symulatora lotu X-Plane, które pod względem właściwości aerodynamicznych i konstrukcyjnych są zbliżone do rzeczywistych obiektów latających. Jeden z nich to samolot ultralekki MP-02 „Czajka”, natomiast drugi to bezałogowy samolot klasy RC „Cularis”. Modele zostały utworzone za pomocą oprogramowania Plane-Maker udostępnionego wraz z symulatorem lotu [3].

#### 4. Struktura systemu sterowania

Każda misja wykonywana przez BSL składa się z trzech niezbędnych faz lotu następujących bezpośrednio po sobie, a są to: start, przelot po zadanej trasie oraz lądowanie. Zadaniem systemu sterowania jest poprawne, autonomiczne wykonanie wszystkich faz lotu według planu zdefiniowanego przez operatora i stabilizacja stałych wartości parametrów lotu. Zaprojektowany system sterowania posiada strukturę modułową, w której można wyróżnić elementy odpowiedzialne za dostarczenie i obróbkę danych charakteryzujących stany lotu, elementy wyprowadzające wartości sygnałów sterowania do mechanizmów wykonawczych samolotu, moduły odpowiedzialne za stabilizację poszczególnych parametrów lotu, bloki wykonujące pomocnicze obliczenia oraz moduły realizujące algorytm misji na podstawie planu zapisanego w pamięci systemu bądź przesłanego ze stacji naziemnej (rys. 3.) [3].

Blok o nazwie „Flight Parameters” symbolizuje zespół modułów pomiarowych (AHRS, ADC, GPS), jest odpowiedzialny za dostarczenie do głównego systemu sterowania przefiltrowanych (estymowanych) danych określających parametry lotu BSL. Za jego pośrednictwem do systemu sterowania są przesyłane bieżące wartości kątów położenia samolotu w przestrzeni ( $\theta$ ,  $\varphi$ ,  $\psi$ ), odpowiadające im prędkości kątowe ( $Q$ ,  $P$ ,  $R$ ), położenie geograficzne i kurs ( $\varphi_{\text{GEO}}$ ,  $\lambda_{\text{GEO}}$ ,  $\psi_{\text{MAG}}$ ), prędkość względem ziemi ( $U$ ), prędkość pionowa ( $W$ ) oraz bieżąca



Rys. 3. Schemat blokowy pokładowego systemu sterowania

Fig. 3. A block diagram of on-board control system

wysokość obiektu nad powierzchnią ziemi (*Alt*). Drugim zestawem informacji przychodzącym z zewnątrz do pokładowego systemu sterowania są dane dotyczące planu misji wysyłane ze stacji naziemnej – blok „Ground Station”. Zestaw ten zawiera pozycje geograficzne i wysokości nad powierzchnią ziemi punktów trasy, którą powinien przebyć BSL. Ponadto znajdują się w nim informacje na temat aktualnego trybu pracy autopilota, zadana wysokość i prędkość lotu. System sterowania odsyła do stacji naziemnej informacje na temat aktualnego stanu misji oraz wartości parametrów lotu. Na wyjściu systemu jest wyprowadzanych sześć sygnałów sterujących: wychylenie steru wysokości ( $\delta_E$ ), wychylenie lotek ( $\delta_A$ ), wychylenie steru kierunku ( $\delta_R$ ), położenie klap ( $\delta_F$ ), moc zespołu napędowego ( $\delta_T$ ) oraz moc hamulców kół głównych ( $\delta_B$ ). Wartości te są przekazywane

do bloku symbolizującego zespół mechanizmów wykonawczych powierzchni sterowych, mocy ciągu i hamulców „Actuators” wpływających na stan lotu BSL.

Do najbardziej istotnych elementów systemu sterowania należy grupa modułów realizujących zadania stabilizacji poszczególnych parametrów lotu: stabilizacja kąta pochylenia – blok „Pitch Stabilization”, stabilizacja kąta przechylenia – blok „Roll Stabilization”, stabilizacja kursu – blok „Heading Stabilization”, stabilizacja prędkości pionowej – blok „Vertical Speed Stabilization”, stabilizacja wysokości rzeczywistej – blok „Altitude Stabilization”. Bloki odpowiedzialne za stabilizację kątów pochylenia i przechylenia realizują prawa sterowania oparte na standardowych regulatorach PID i PD połączonych kaskadowo i wzbogaconych o funkcje korygujące sygnał sterujący. Na wejściu modułu stabilizującego kąt pochylenia jest podawana bieżąca i zadana wartość kąta pochylenia oraz prędkość kątowa pochylenia. Natomiast na wejściu regulatora kąta przechylenia jest podawana bieżąca i zadana wartość kąta przechylenia oraz wartość prędkości kątowej. Na wyjściu modułów otrzymuje się odpowiednio sygnał sterujący dla mechanizmów wykonawczych steru wysokości i lotek. Moduł stabilizujący kurs BSL działa według praw sterowania opartych na dwóch regulatorach PID o różnych parametrach, z których jeden pracuje, gdy samolot znajduje się na pasie startowym, a jego prędkość rzeczywista (TAS) jest mniejsza od prędkości rotacji (VR). Wówczas na wyjściu pojawia się sygnał sterujący przekazany do mechanizmu wykonawczego steru kierunku sprzężonego z kołem. W momencie osiągnięcia prędkości rotacji moduł przełącza proces sterowania na drugi regulator o odmiennych nastawach i generuje sygnał sterujący, będący zadaną wartością kąta przechylenia, podany na wejście modułu stabilizującego przechylenie BSL. Parametrami wejściowymi elementu stabilizacji kursu są bieżąca i zadana wartość kursu oraz rzeczywista prędkość lotu i wysokość nad powierzchnią ziemi.

Kolejnymi parametrami lotu poddawanych stabilizacji są wysokość nad powierzchnią ziemi i prędkość pionowa. Zadania te realizują dwa oddzielne, współpracujące ze sobą moduły wykorzystujące regulatory PID i PD wraz z pomocniczymi funkcjami korekcyjnymi. Moduł stabilizacji wysokości na wejściu przyjmuje bieżącą i zadaną wartość wysokości lotu nad powierzchnią ziemi i generuje sygnał sterujący podawany na wejściu modułu stabilizacji prędkości pionowej. Oprócz zadanej prędkości pionowej na wejściu tego modułu trafiają bieżące wartości prędkości pionowej i prędkości rzeczywistej BSL. Na ich podstawie algorytm stabilizacji generuje sygnał sterujący będący zadaną wartością kąta pochylenia.

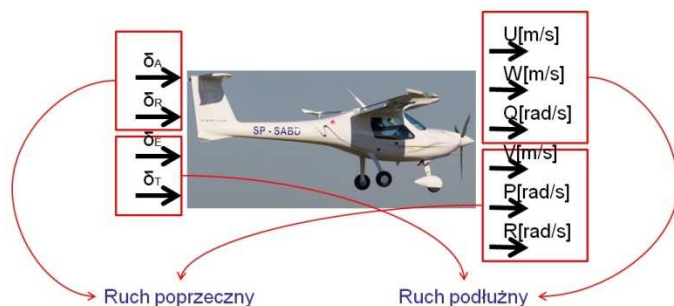
Element systemu sterowania reprezentowany przez blok o nazwie „Navigation” zawiera zestaw funkcji nawigacyjnych służących do obliczania zadanego kursu i zadanej wysokości BSL na podstawie danych zawartych w planie misji, aktualnego położenia geograficznego, kursu oraz wysokości. Dzięki jego obliczeniom BSL może być prowadzony na określonej wysokości po „ścieżkach” zawartych między kolejnymi punktami trasy.

Głównym składnikiem systemu sterowania jest moduł o nazwie „Controller”, który realizuje plan misji. Dzięki komunikacji ze stacją naziemną może zarówno wprowadzać modyfikacje planu misji w trakcie jej wykonywania, jak również przerwać misję i przekazać sterowanie w ręce operatora. Praca kontrolera polega na generowaniu poszczególnych zadanych parametrów lotu i sygnałów aktywujących według określonego algorytmu, podawanych na wejściu modułów stabilizacji. Każdy z tych modułów posiada dodatkowe wejście logiczne, na które dostaje sygnał aktywacji wygenerowany przez moduł kontrolera. Sygnał ten może przyjąć jedną z dwóch wartości TRUE lub FALSE. Jeśli na wejściu modułu stabilizacji pojawi się wartość TRUE, moduł zostaje uaktywniony, w przeciwnym wypadku moduł stabilizacji jest nieaktywny, a generowany przez niego sygnał zostaje zastąpiony odpowiednią wartością ustawioną przez moduł kontrolera. Kontroler wykonuje szereg instrukcji logicznych, na jego wejściu są podawane bieżące parametry lotu BSL i dane decyzyjne ze stacji naziemnej, natomiast na wyjściu wyprowadza zadane (pożądane) wartości parametrów lotu i sygnały aktywujące moduły w niższej warstwie systemu ( $H_{ACT}$ ,  $W_{ACT}$ ,  $\theta_{ACT}$ ,  $\varphi_{ACT}$ ,  $\psi_{ACT}$ ).

## 5. Model matematyczny BSL i dobór praw sterowania

Model matematyczny samolotu jest niezbędny do oceny właściwości obiektu sterowania oraz do projektowania i analizy układów automatycznego sterowania. Nieliniowy model samolotu może być stosowany do testów laboratoryjnych układu automatycznego sterowania jako element środowiska badawczego. Można go również wykorzystać do wyznaczenia modelu liniowego, który jest konieczny do analizy i projektowania układów automatycznego sterowania lotem [2]. Każdy układ sterowania projektuje się dla danego obiektu i przyjęty algorytm sterowania musi spełniać warunki przyjętego kryterium. W zależności od wielowymiarowości obiektu, złożoności i znajomości zjawisk w nim zachodzących, celów, jakie powinny być osiągnięte przez wprowadzenie systemów sterowania, rola modelu matematycznego obiektu sterowania (charakterystyk statycznych i dynamicznych) jest różna. Obiekt latający jako bryła częściowo symetryczna i poruszająca się w dowolnej atmosferze jest obiektem o sześciu stopniach swobody (rys. 4.). Jego ruch można opisać z dokładnością do współczynników układem sześciu równań różniczkowych zwyczajnych nieliniowych i niestacjonarnych, wychodząc od zasady równowagi sił i momentów [4].

Identyfikacja modelu dynamicznego rzeczywistego obiektu latającego polega na zbudowaniu matematycznego modelu badanego obiektu, który z wystarczającą dokładnością odwzorowuje właściwości dynamiczne obiektu rzeczywistego. Istnieje wiele metod identyfikacji modeli obiektów dynamicznych. W niniejszej publikacji ograniczono się do identyfikacji modelu liniowego rzeczywistego obiektu, zapisanego w postaci transmitancji operatorowej o zadanym stopniu wielomianu charakterystycznego ( $n$ ). Formalnie metoda postępowania



Rys. 4. Ogólna struktura modelu matematycznego samolotu

Fig. 4. The mathematical model structure of an aircraft

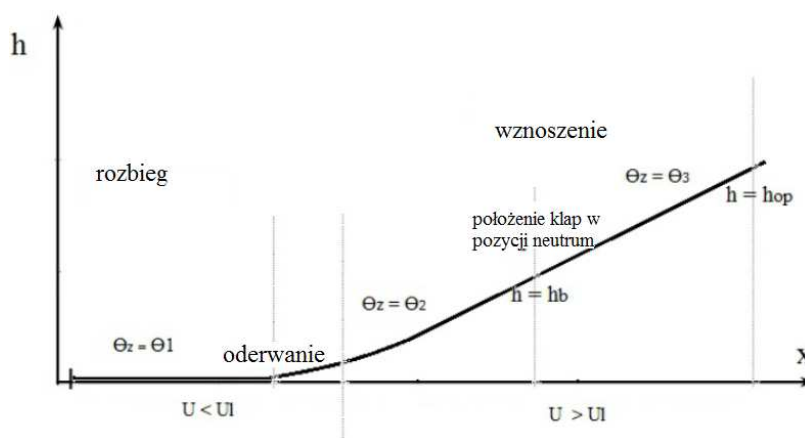
dotyczy układów o jednym wejściu i jednym wyjściu (określa się wtedy transmi-tancję operatorową  $G(s)$  obiektu), ale można ją zastosować również do układów wielowymiarowych. System sterowania opisany w niniejszej publikacji jest oparty na konwencjonalnych prawach sterowania obiektem latającym wykorzystujących klasyczne regulatory PID i PI oraz ich połączenia kaskadowe. Współ-czynniki praw sterowania dobrano na podstawie modeli matematycznych obiektów latających i danych zarejestrowanych w trakcie lotów symulacyjnych i ba-dań w locie na rzeczywistym obiekcie [5].

## 6. Sterowanie w poszczególnych fazach lotu

Oprócz weryfikacji podstawowych modułów wykonujących algorytmy kształtowania parametrów lotu w trakcie badań symulacyjnych dokonano sprawdzenia głównego modułu sterującego odpowiedzialnego za realizację poszczególnych etapów misji, komunikację ze stacją naziemną i nadzór nad pracą całego systemu sterowania. Do jednych z najbardziej istotnych funkcji modułu należy poprawna realizacja procedur startu i lądowania. Parametry lotu zareje-strowane w trakcie testów symulacyjnych pozwoliły odtworzyć przebieg trajek-torii lotu w tych fazach. W trakcie prób dokonano testów kilku różnych procedur startu i lądowania. Na podstawie analizy zarejestrowanych wyników dokonano wyboru tych algorytmów, które okazały się najbardziej skuteczne, bezpieczne i zapewniały w pełni poprawne przeprowadzenie określonych faz lotu.

Przed rozpoczęciem fazy startu system sterowania przeprowadza test me-chanizmów wykonawczych powierzchni sterowych i przepustnicy (rys. 5.). Jeżeli test zostanie zakończony pomyślnie oraz aktualny kierunek magnetyczny sa-molotu jest zgodny z kierunkiem pasa startowego, wówczas hamulce kół głów-nych są zwalniane, kłapy ustawiane w pozycji do startu, a moc zespołu napędo-wego jest stopniowo zwiększana do wartości 100%. W pierwszej fazie rozbiegu (*take-off run*), która trwa do momentu osiągnięcia prędkości oderwania ( $U1 = 77$  km/h), system wykonuje zadania stabilizacji kursu pasa startowego za pomocą

steru kierunku, stabilizacji zerowego kąta przechylenia oraz stabilizacji kąta pochylenia samolotu o wartości zadanej ( $\theta_2$ )  $\theta_1 = 2^\circ$ , co pozwala podnieść przednie koło samolotu. Po osiągnięciu prędkości oderwania ( $U1 = 77 \text{ km/h}$ ) i kąta pochylenia większego niż  $2^\circ$  następuje ustawienie wartości zadanej kąta pochylenia na  $\theta_2 = 5^\circ$ , zmiana prawa sterowania kursem (stabilizacja kursu za pomocą zadanej wartości kąta przechylenia i steru kierunku zapewniającego poprawne wykonanie zakrętu) i wznoszenie samolotu (*climbing*). Gdy obiekt przekroczy wysokość  $h_b = 150 \text{ m}$  nad powierzchnią ziemi, moc zespołu napędowego jest zmniejszana do poziomu 80%, a zadana wartość kąta pochylenia ustawiana na  $\theta_3 = 8^\circ$ . Na tej wysokości i przy prędkości poziomej większej od prędkości najbardziej stromego wznoszenia ( $95 \text{ km/h}$ ) system sterowania ustawia wychylenie klap do pozycji neutrum. Zakończenie procedury startu następuje po osiągnięciu wysokości operacyjnej  $h_{op} = 300 \text{ m}$  nad powierzchnią ziemi [6].



Rys. 5. Typowa trajektoria startu

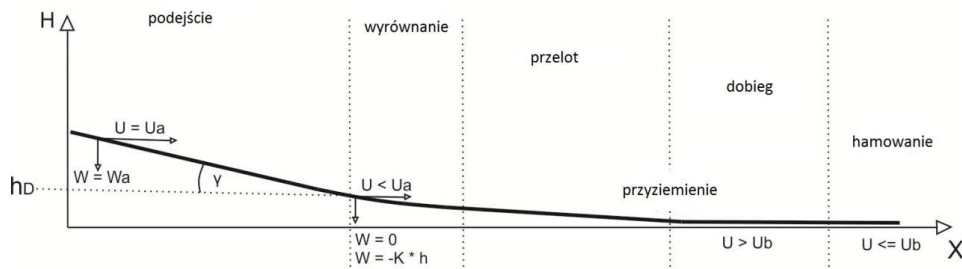
Fig. 5. Typical take off trajectory

Procedura lądowania rozpoczyna się po osiągnięciu przez samolot ostatniego punktu trasy. Punkt ten, w odróżnieniu od pozostałych definiowanych przez operatora, jest wyliczany automatycznie przez system i znajduje się na wysokości ok. 160 m nad powierzchnią ziemi oraz w odległości ok. 3000 m od progu pasa startowego i jest położony w przedłużeniu jego osi. Obliczenia są dokonywane na podstawie kierunku magnetycznego pasa startowego i współrzędnych punktu leżącego na progu pasa w jego osi. Wartości te do systemu wpisuje operator. W pierwszej fazie procedury lądowania (*approach*) system przełącza się na zadania stabilizacji kursu pasa za pomocą kąta przechylenia, sterowania prędkością pionową lotu ( $W$ ) oraz sterowania mocą zespołu napędowego w celu utrzymania prędkości względem powietrza ( $U$ ) na poziomie  $100 \text{ km/h}$  (prędkość



podejścia). Zadana wartość prędkości pionowej ( $W_a$ ) jest wyliczana przez system sterowania tak, aby samolot był prowadzony po trajektorii będącej linią prostą, nachyloną do powierzchni pasa startowego pod kątem  $\gamma = 3^\circ$  i łączącą się z nim w punkcie leżącym na progu pasa w jego osi. W obliczeniach wykorzystywana jest aktualna wysokość samolotu nad powierzchnią ziemi ( $h$ ) i prędkość pozioma ( $U$ ). Trajektoria lądowania zawarta pomiędzy wyliczonym ostatnim punktem trasy, a punktami leżącymi na progu i końcu pasa znajduje się w jego osi. W trakcie całej procedury lądowania system kontroluje odległość poprzeczną samolotu od ścieżki lądowania i wprowadza korekty wartości zadanej kursu w celu utrzymania samolotu w osi pasa startowego. Po osiągnięciu wysokości wyrównania  $h_D = 3$  m nad powierzchnią ziemi (wartość ustalona w trakcie lotów próbnych) system ustawia moc zespołu napędowego na poziom 0%, włącza zadanie stabilizacji zerowego kąta przechylenia, sterowanie kursem realizuje za pomocą steru kierunku i wykonuje manewr wyrównania (*flare-out*) polegający na stabilizacji prędkości pionowej. Zadana wartość prędkości pionowej jest wyliczana proporcjonalnie do wartości wysokości samolotu nad powierzchnią ziemi:  $W = -K \cdot h$ .

Działania te doprowadzają do spadku prędkości poziomej ( $U < U_a$ ) i delikatnego przyziemienia samolotu (*touch-down*). W trakcie dobiegu system wykonuje zadania stabilizacji kursu. Po spadku prędkości poniżej prędkości bezpiecznego hamowania ( $U_b = 70$  km/h) następuje uruchomienie hamulców kół głównych (*braking*) i zatrzymanie samolotu [6]. Typową trajektorię lądowania przedstawia rys. 6.



Rys. 6. Typowa trajektoria lądowania

Fig. 6. Typical landing trajectory

## 7. Badania w locie

Badania w locie autonomicznego systemu sterowania BSL przeprowadzono, wykorzystując specjalnie do tego celu zbudowane, latające laboratorium w postaci bezzałogowego samolotu RC o nazwie „Cularis”. Jest to motoszybowiec wykonany z pianki EPP o rozpiętości skrzydeł 2610 mm i długości 1260 mm posiadający aktywne lotki, kłapy, ster kierunku, ster wysokości, napęd

elektryczny i podwozie. Powierzchnie sterowe są wychylane za pomocą serwo mechanizmów modelarskich sterowanych sygnałem PWM o częstotliwości 50 Hz. Dwułopatkowe śmigło napędza silnik elektryczny BLDC, którego prędkość obrotowa jest ustawiana za pośrednictwem specjalnego regulatora sterowanego również sygnałem PWM. Mechanizmy wykonawcze powierzchni sterowych i napędu kontroluje tzw. sterownik mechanizmów wykonawczych zrealizowany na podstawie systemu wbudowanego z procesorem STM32F103. Sterownik komunikuje się z komputerem pokładowym za pomocą protokołu CANaerospace. Odbiera wartości kątów wychylenia poszczególnych powierzchni sterowych i mocy zespołu napędowego oraz potwierdza wykonanie zleconej komendy. Jest połączony z odbiornikiem radiowym aparatury sterującej, co umożliwia przejęcie sterowania przez operatora w razie awarii komputera sterującego. Dane pomiarowe uzyskane z czujników pokładowych są poddawane obróbce i filtracji według algorytmów realizowanych przez sterownik modułów pomiarowych oparty na systemie wbudowanym z procesorem STM32F303. Sterownik wysyła na główną magistralę CANaerospace wartości poszczególnych parametrów lotu z częstotliwością 100 Hz. Moduł AHRS dostarcza informacji na temat orientacji przestrzennej samolotu, jego prędkości kątowych oraz kursu. Moduły GPS są odpowiedzialne za przesyłanie danych charakteryzujących położenie geograficzne obiektu i jego wysokość nad poziomem morza oraz prędkość względem powierzchni ziemi. Barometr, czujniki ciśnienia całkowitego i sonary służą do wyznaczania wysokości obiektu nad powierzchnią ziemi i jego prędkości względem powietrza.

Główny komputer pokładowy zrealizowany na systemie wbudowanym Raspberry PI z procesorem ARM11 pracuje pod kontrolą systemu czasu rzeczywistego RTAI Linux i wykonuje zadania systemu sterowania lotem. Dane charakteryzujące aktualny stan lotu są odbierane przez system z głównej magistrali CAN. Na podstawie tych danych oraz informacji otrzymanych od stacji naziemnej za pomocą radiomodemu komputer pokładowy wylicza wartości sygnałów sterujących i wysyła je przez magistralę CAN do sterownika mechanizmów wykonawczych. Główny komputer pokładowy przekazuje również informacje o położeniu przestrzennym pokładowej kamery video do sterownika dwuosiowej głowicy, na którym jest ona zamontowana. Obraz z kamery jest przesyłany do stacji naziemnej odrębnym torem komunikacyjnym i wyświetlany w goglach operatora [3].

Weryfikacja poprawności pracy systemu sterowania zintegrowanego z systemem operacyjnym i platformą sprzętową docelowego komputera pokładowego została przeprowadzona w warunkach laboratoryjnych na opisanym stanowisku badawczym (rys. 4.). Testy laboratoryjne przeprowadzono według metody testowej *hardware-in-the-loop-simulation*. Pozwoliły one zweryfikować poprawność procedur odpowiedzialnych za komunikację komputerów pokładowych ze stacją naziemną oraz z pozostałymi urządzeniami pokładowymi wykorzystującymi protokół komunikacyjny CANaerospace. W warunkach laboratoryjnych za

pośrednictwem stacji naziemnej zdefiniowano punkty trasy, którą powinien przebyć nośnik i uruchomiono procedurę wykonania misji od momentu startu do wylądowania i całkowitego zatrzymania się samolotu. W trakcie wykonywania misji wprowadzano modyfikację zaprogramowanej trasy oraz przełączano poszczególne tryby pracy systemu (automatyczny/manualny). Efekty pracy systemu bezzałogowego obserwowano za pomocą symulatora lotu X-Plane. W trakcie badań zarejestrowano przebiegi wartości wybranych parametrów lotu oraz dodatkowych zmiennych diagnostycznych. W czasie badań przeprowadzono wiele lotów testowych, w których sprawdzano działanie algorytmów sterowania i nawigacji zaimplementowanych w badanym systemie. Sprawdzano możliwość sterowania obiektem za pomocą stacji naziemnej oraz wykonanie całkowicie automatycznego lotu po zadanej trajektorii.

## 8. Podsumowanie

W niniejszej publikacji zaprezentowano niektóre aspekty aktualnego stanu pracy badawczej nad autonomicznym systemem sterowania dla bezzałogowych statków latających. Zaprezentowano przebieg procedur startu i lądowania, które zostały opracowane i przetestowane w Katedrze Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej. Przedstawiono aktualną strukturę funkcjonalną systemu sterowania i stanowisko badawcze służące do jego projektowania i przeprowadzania testów symulacyjnych. Stanowisko badawcze posłuży do prowadzenia badań nad rozbudową i zwiększeniem funkcjonalności autonomicznego systemu sterowania dla bezzałogowych statków latających. W bliskiej przyszłości jest planowana praca badawcza mająca na celu przetestowanie wybranych metod i technik sztucznej inteligencji współpracujących z klasycznymi algorytmami stabilizacji i sterowania. Rozpoczęto również pracę nad modulem sterowania opartym na neuronowo-rozmytym systemie ekspertowym, będącym częścią komputera pokładowego.

## Literatura

- [1] Reg A.: Unmanned aircraft systems. UAVS Design. Development and Deployment, John Wiley & Sons, United Kingdom 2010.
- [2] Żugaj M.: Układy automatycznego sterowania lotem. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2011.
- [3] Nowak D., Rogalski T., Szczerba P.: Autonomous take-off and landing system designed for unmanned aerial vehicles: Computer simulations. V Int. Conf. Scientific Aspects of Unmanned Mobile Objects, Dęblin 2013.
- [4] Bociek S., Gruszecki J.: Układy sterowania automatycznego samolotem. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999.
- [5] Tomczyk A.: Pokładowe cyfrowe systemy sterowania samolotem. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999.

- [6] Tomczyk A., Gruszecki J.: Preliminary project of the autonomous landing system for unmanned aircraft. World Aviation Conference, San Francisco 1999.

## **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>1</sup>

Tomasz ROGALSKI<sup>2</sup>

Dariusz NOWAK<sup>3</sup>

## 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 równoległe wykonywanych zadań. Opracowywanie aplikacji współbieżnych ma opinię zadania trudnego i niosącego wiele zagrożeń, takich jak możliwość zakleszczenia czy zagłodzenia 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

---

<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

<sup>2</sup> Tomasz Rogalski, e-mail: orakl@prz.edu.pl

<sup>3</sup> Dariusz Nowak, e-mail: darnow@prz.edu.pl

## 1. Wprowadzenie

Zasady konstruowania systemów sterowania bezzałogowych aparatów latających (BAL), jak się wydaje, stanowią już ugruntowaną dziedzinę wiedzy [1, 2], potwierdzoną aplikacjami zarówno na świecie [3, 4], jak i w Polsce [5, 6]. Na podstawie opracowanych rozwiązań następuje stopniowa rozbudowa oprogramowania platform latających i stacji naziemnych w celu poprawienia sterowania i zwiększenia spektrum zastosowań BAL [7-10, 11-13] lub zwiększenia bezpieczeństwa ich eksploatacji [14, 15]. W konsekwencji systematycznie wzrasta zapotrzebowanie na moc obliczeniową i zasoby komputerów pokładowych, a także powstaje problem doboru rozwiązań informatycznych pozwalających na ewolucję i rozbudowę oprogramowania tego typu urządzeń.

W pracy przedstawiono jedną z systematycznie rozwijanych ścieżek rozwoju oprogramowania systemów awionicznych – osadzanie aplikacji na platformach systemów operacyjnych czasu rzeczywistego. W kolejnych punktach zostanie podjęta dyskusja nad zasadnością takiego rozwiązania, a także zostaną przedstawione dodatkowe kluczowe decyzje projektowe, które należy podjąć podczas wytwarzania takiego rodzaju aplikacji. Podstawowym systemem operacyjnym analizowanym w pracy jest VxWorks [16-18].

## 2. Potrzeba wprowadzenia systemów operacyjnych – dyskusja

Wcześniejsze doświadczenia autorów [10, 12] obejmowały konstruowanie oprogramowania sterującego BAL na platformę mikroprocesorów jednocukładowych. Programy autopilotów osadzano na samodzielnie skonstruowanych systemach mikroprocesorowych, dla których opracowywano kompletne oprogramowanie zarządzające mikrokontrolerem i realizujące zadania sterowania lotem. Rozwiązanie takie ma niewątpliwe uzasadnienie z punktu widzenia kosztów, bezpieczeństwa i praktycznej możliwości bezpośredniego programowania peryferiów i zasobów systemu mikroprocesorowego. Platformę sprzętową mogą wtedy stanowić relatywnie tanie systemy uruchomieniowe lub wykonane niewielkim kosztem mikrokomputery. Dla niektórych mikrokontrolerów można uzyskać kompilatory za darmo lub w cenie nieprzekraczającej kilku tysięcy złotych. Kod programu w większości jest opracowywany przez programistę z wykorzystaniem standardowych bibliotek, co pozwala na bezpośredni wgląd we wszystkie zaprogramowane rozwiązania. W konsekwencji istnieje możliwość całkowitej analizy oprogramowania z punktu widzenia bezpieczeństwa.

Należy jednak zauważyć, że podejście takie do wytwarzania oprogramowania wymaga samodzielnego opracowania zarówno procedur zarządzających systemem mikroprocesorowym, jak i algorytmów sterujących, co wydłuża czas przygotowywania aplikacji. Pewien problem stanowi również utrzymanie i rozwój takiego rozwiązania informatycznego. W chwili gdy opracowany program należy przenieść na nowy system mikroprocesorowy, bardzo często pojawia się

konieczność ponownego opracowania warstwy oprogramowania odpowiedzialnej za wymianę informacji z systemem mikroprocesorowym (inne: architektura komputera, system obsługi przerwań, filozofia obsługi urządzeń wejścia/wyjścia). Kolejne utrudnienie może powodować włączanie nowej funkcjonalności do oprogramowania. Nowe procedury muszą zostać ściśle zintegrowane (skonsolidowane) z poprzednim oprogramowaniem. Pojawia się więc konieczność modyfikacji kodu źródłowego dotychczasowej aplikacji, co z kolei wymaga przeprowadzenia ponownej analizy całego oprogramowania. Współczesne mikroprocesory często oferują możliwość współbieżnego wykonywania programów. Samodzielne opracowywanie procedur zarządzających obliczeniami równoległymi na poziomie architektury mikroprocesora jest zagadnieniem trudnym i rzadko spotykanym poza zaawansowanymi naukowymi ośrodkami informatycznymi. Istotnym mankamentem bezpośredniego programowania mikrokontrolerów jednoukładowych jest również ograniczone spektrum interfejsów komunikacyjnych, które programista jest w stanie efektywnie oprogramować. Problemem nie stanowią tu standardowe interfejsy szeregowy czy CAN stosowane jako podstawowe magistrale komunikacyjne w mniejszych współczesnych aparatach latających. Wyzwaniem staje się jednak opracowanie obsługi interfejsu Ethernet/TCP/IP, który stopniowo jest wprowadzany do samolotów pasażerskich [19, 20], a w przyszłości ze względu na swoje zalety może się okazać dominującym standardem dla wszystkich statków powietrznych.

Rozwiązaniem, które w przypadku systematycznie rozwijanego oprogramowania ułatwia jego utrzymanie i rozbudowę, jest osadzenie aplikacji awionicznej na platformie systemu operacyjnego, a w przypadku aplikacji sterujących – specjalizowanego systemu operacyjnego czasu rzeczywistego. Zaletami tworzenia i utrzymania oprogramowania na platformę systemu operacyjnego są zwiększona przenoszalność, łatwość rozbudowy oraz mniejszy nakład pracy na przygotowanie aplikacji. Ponieważ oprogramowanie dla systemu operacyjnego jest opracowywane na swego rodzaju wirtualny procesor stworzony z usług systemu, w wielu wypadkach nie wymaga ono żadnych zmian podczas przenoszenia na nową platformę mikroprocesorową pracującą pod kontrolą tego samego systemu operacyjnego. Włączenie nowej funkcjonalności w systemie można przeprowadzić przez dołączenie nowej usługi czy zadania, bez jakiegokolwiek ingerencji w kod źródłowy innych aplikacji. Podczas tworzenia aplikacji na system operacyjny czasu rzeczywistego dysponuje się zwykle zestawem sterowników dostarczonych wraz z systemem do zarządzania zasobami systemu mikroprocesorowego, a także mechanizmami umożliwiającymi tworzenie aplikacji wielozadaniowych z uwzględnieniem ograniczeń czasowych na wykonywanie pewnych obliczeń. Programowanie aplikacji sterujących na platformę systemu operacyjnego sprowadza się do opracowywania procedur realizujących prawa sterowania pogrupowanych w zbiory współpracujących zadań czasu rzeczywistego, posługujących się odpowiednimi wywołaniami usług systemowych do odwoływania się do urządzeń wejścia/wyjścia i komunikacji.

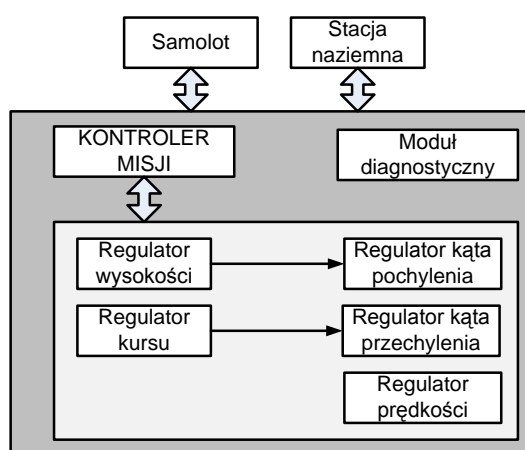
Opracowywanie oprogramowania na platformę systemu operacyjnego ma również wady wynikające z konieczności poniesienia większych kosztów oraz pokonania pewnych barier natury psychologicznej. Budowanie aplikacji na platformę profesjonalnych systemów operacyjnych czasu rzeczywistego (np. VxWorks) wymaga pokrycia kosztów systemu deweloperskiego do wytwarzania oprogramowania i skalowania systemu operacyjnego oraz zakupu bardziej zaawansowanego systemu mikroprocesorowego z przeinstalowanymi mechanizmami ładowania systemu i oprogramowania. W cenie docelowego produktu komercyjnego należy również uwzględnić opłaty licencyjne za zainstalowanie systemu operacyjnego. Za poniesione wydatki uzyskuje się bezpośrednią możliwość programowania współbieżnych aplikacji sterujących z dostarczonymi podsystemami zarządzającymi urządzeniami wejścia/wyjścia i magistralami komunikującymi (np. CAN, RS232, Ethernet/TCP/IP, USB). W ramach poniesionych kosztów otrzymuje się również niezwykle istotne na etapie tworzenia nowych aplikacji wsparcie techniczne od producenta systemu operacyjnego. System mikroprocesorowy, na którym ma zostać uruchomiona aplikacja sterująca BAL działająca pod nadzorem systemu operacyjnego czasu rzeczywistego, musi posiadać wydajny mikroprocesor oraz zwiększone zasoby pamięciowe, system operacyjny generuje bowiem dodatkowe obciążenie procesora. Wspomniane koszty można zredukować, posługując się bezpłatnymi wersjami systemów operacyjnych (np. LinuxRTAI [21] lub FreeRTOS [22]) lub tańszą wersją systemów profesjonalnych. W tym przypadku na programistę zostaje przeniesiony dodatkowy nakład pracy, ponieważ jest wtedy wymagane uzupełnienie systemu operacyjnego o autorskie sterowniki specjalizowanych urządzeń wejścia/wyjścia (np. CAN). Nie można również liczyć na wsparcie techniczne.

Wprowadzanie technik wytwarzania oprogramowania sterującego dla statków powietrznych oparte na systemach operacyjnych napotyka również na pewne bariery psychologiczne. Po pierwsze, w takich rozwiązaniach programista zwykle już nie dysponuje kompletnym kodem źródłowym swojej aplikacji. Procedury komunikacyjne zarządzające procesami oraz sterujące urządzeniami wejścia/wyjścia są dostarczone w postaci skompilowanych modułów programowych, do których nie ma się wglądu. Rodzi to często wątpliwości co do jakości i przewidywalności otrzymanych gotowych modułów programowych. Po drugie, oprogramowanie przygotowywane na platformę systemu operacyjnego czasu rzeczywistego ma zwykle strukturę współbieżną, składającą się z komunikujących się między sobą i otoczeniem potencjalnie równoległe wykonywanych zadań. Opracowywanie aplikacji współbieżnych ma opinię zadania trudnego i niosącego wiele zagrożeń, takich jak możliwość zakleszczenia czy zagłodzenia procesów obliczeniowych. W kolejnych rozdziałach pracy zostaną wskazane najważniejsze zagadnienia związane z techniką projektowania i programowania systemu sterowania BAL na platformę systemu operacyjnego czasu rzeczywistego VxWorks.



### 3. Dekompozycja systemu sterowania na zbiór zadań

Struktura systemu sterowania eksperymentalnego BAL została pokazana na rys. 1. System sterowania monitoruje odczyty czujników zainstalowanych na pokładzie samolotu oraz dane nadsyłane ze stacji naziemnej. Wyjścia regulatorów kąta pochylenia, kąta przechylenia oraz prędkości są powiązane z członami wykonawczymi. Informacja o stanie samolotu jest przesyłana do stacji. Kontroler misji na podstawie danych z czujników i stacji naziemnej identyfikuje aktualny stan samolotu i fazę odbywanej misji. Dokonuje również doboru rodzaju algorytmu nadrzędnego realizującego zadania regulacji wysokości i kursu oraz nadzoruje zadanie prowadzenia nawigacji. W systemie przewidziano osobny moduł diagnostyczny, który wykrywa uszkodzenia i rekonfiguruje system.

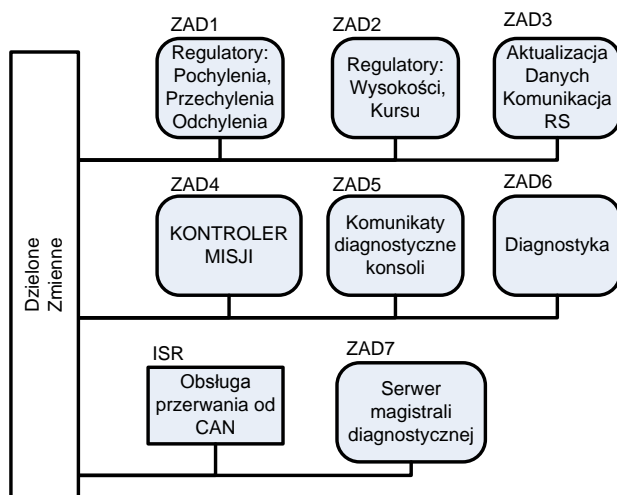


Rys. 1. Struktura systemu sterowania

Fig. 1. The structure of the control system

System sterowania eksperymentalnego BAL został zdekomponowany na osiem zadań czasu rzeczywistego (rys. 2.). Podstawowym kryterium dekompozycji jest częstotliwość, z jaką poszczególne algorytmy sterujące mają ponawiać swoje obliczenia. Co ustalony przedział czasowy, wynikający z właściwości dynamicznych sterowanego obiektu, następuje wznowienie obliczeń algorytmów sterowania zgrupowanych w danym zadaniu czasu rzeczywistego. Częstotliwość wykonywania obliczeń decyduje również o priorytecie zadań. Priorytety zadań zostały uszeregowane zgodnie z algorytmem Rate Monotonic [23], gdzie zadanie wymagające częstszego wykonywania otrzymują wyższe priorytety. Dysponując czasami wykonywania pojedynczego cyklu zadania i częstotliwościami wznowiania ich obliczeń, można analitycznie wykazać, czy ustalony zbiór zadań jest szeregowny. Tabela 1. prezentuje cykle, oszacowane czasy obliczeń oraz priorytety poszczególnych zadań. Oszacowanie czasu wykonywania zadań dokonano z zastosowaniem odpowiednich funkcji systemowych (`clock_gettime()`) VxWorks [16] oraz narzędzi do monitorowania pracy aplikacji VxWorks [17].

Analitycznie wykazano, że tak zaprojektowany zbiór zadań czasu rzeczywistego jest szeregowałny. Szczególnym zadaniem czasu rzeczywistego jest procedura obsługi przerwania od magistrali CAN. Jest to zadanie sporadyczne, które potraktowano jako zadanie cykliczne z pewną górną granicą częstości wznowiania obliczeń. Algorytmy sterujące zgrupowano w trzech zadaniach (ZAD1, ZAD2, ZAD4). Zadania ZAD3, ISR i ZAD7 odpowiadają za obsługę interfejsów komunikacyjnych, odpowiednio szeregowego (RS232), CAN i Ethernet/TCP/IP. Zadanie ZAD5 utrzymuje komunikację z komputerem monitorującym pracę systemu sterowania i umożliwia wymianę poleceń pomiędzy nim a komputerem sterującym. Zadanie ZAD6 realizuje algorytm diagnostyki sytemu. W systemie z pełną diagnostyką dopuszcza się koegzystencję trzech fizycznych sterowników, które komunikują się przez magistralę diagnostyczną (Ethernet/TCP/IP) i dokonują głosowania, który z nich przejmie sterowanie w przypadku wykrycia awarii jednego z nich. Interpretacja liczb oznaczająca priorytety zadań jest następująca: im niższa liczba, tym wyższy priorytet. Zadania są szeregowane zgodnie ze swoimi priorytetami z możliwością wyłączenia. Oznacza to, że jeśli w systemie pojawia się zadanie gotowe do wykonywania i ma ono wyższy priorytet niż zadanie aktualnie wykonywane, to następuje zawieszenie wykonywania zadania o niższym priorytecie i uruchomienie zadania o wyższym priorytecie.



Rys. 2. Struktura systemu sterowania

Fig. 2. The structure of the control system

Tabela 1. Parametry zadań czasu rzeczywistego

Table 1. Parameters of real-time tasks

| Nazwa | Cykl [s] | Czas obliczeń [s] | Priorytet |
|-------|----------|-------------------|-----------|
| ZAD1  | 0,02     | 0,004             | 120       |
| ZAD2  | 0,10     | 0,001             | 160       |
| ZAD3  | 0,10     | 0,004             | 170       |
| ZAD4  | 0,10     | 0,002             | 180       |
| ZAD5  | 1,00     | 0,002             | 210       |
| ZAD6  | 0,02     | 0,001             | 130       |
| ZAD7  | 0,10     | 0,001             | 220       |
| ISR   | 0,02     | 0,001             | 50        |

#### 4. Komunikacja

Podczas projektowania aplikacji współbieżnych czasu rzeczywistego należy zwrócić szczególną uwagę na dobór odpowiednich mechanizmów wymiany danych pomiędzy zadaniami. Przede wszystkim należy zapewnić dostarczanie bieżących danych o stanie systemu przy zapewnieniu ich spójności. Na rysunku 1. zasugerowano, że zadania czasu rzeczywistego systemu sterowania BAL współdzielą pewien obszar pamięci do wymiany danych. W modelu wymiany informacji pomiędzy poszczególnymi zadaniami przyjęto, że stan systemu będzie przechowywany we współdzielonych zmiennych, a zmienne będą przechowywać najbardziej aktualne informacje o systemie, tracąc „stare” dane. W konsekwencji procedury korzystające z danych dysponują zawsze najbardziej aktualnymi informacjami, przy czym dopuszcza się sytuację, gdy pewne dane zostaną utracone zanim kiedykolwiek zostaną skonsumowane. Spójność danych zachowuje się przez zaprogramowanie tzw. sekcji krytycznych na fragmenty procedur sterujących, w których następuje dostęp do współdzielonych zmiennych. Nie dopuszcza się do sytuacji, aby w czasie modyfikacji zmiennej przez jeden proces następowała równoczesna próba jej modyfikacji lub odczytu przez inny proces. W przypadku wymiany danych pomiędzy typowymi zadaniami sekcję krytyczną można zaprogramować z wykorzystaniem semaforów. Na rysunku 3. pokazano szkielet programu, w którym funkcja funcC zarówno w funkcji funcA, jak i funcB jest wykonywana w sekcji krytycznej. Oznacza to, że nie jest możliwe jej jednoczesne wykonywanie przez funkcje funcA() lub funcB(). Jeśli jest ona wykonywana w funkcji funcA(), to może być wykonywana w funcB() dopiero po jej zakończeniu w funkcji funcA() i zamknięciu sekcji krytycznej (semGive()). Funkcja semTake() przejmuje semafor (rozpoczyna sekcję krytyczną), funkcja semGive() – zwalnia go (kończy sekcję krytyczną). Jeśli semafor jest przejęty, to nie istnieje możliwość przejęcia go przez inny, współbieżnie wykonywany program.

```
// Inicjalizacja semafora...
funcA () {
    semTake (mySem, WAIT_FOREVER);
    funcC(); // Sekcja krytyczna
    semGive (mySem);
}
funcB () {
    semTake (mySem, WAIT_FOREVER);
    funcC(); // Sekcja krytyczna
    semGive (mySem);
}
```

Rys. 3. Schemat realizacji wzajemnego wykluczenia z zastosowaniem semaforów

Fig. 3. The implementation scheme of mutual exclusion using semaphores

Pewnym wyzwaniem jest zachowanie zasady wzajemnego wykluczenia dostępu do zmiennych, kiedy są one współdzielone pomiędzy typowymi zadaniami a procedurami obsługi przerw. Jak się okazuje, zadania odwołujące się do takich współdzielonych zmiennych muszą się posłużyć zarówno mechanizmami blokującymi możliwość wyłączenia zadania (`taskLock()/taskUnlock()`), jak i mechanizmami blokującymi wykonywanie przerw (`intLock()/intUnlock()`).

Stosowanie mechanizmów zapewnienia wzajemnego wykluczenia w dostępie do współdzielonych zmiennych wymaga szczególnie starannego programowania. Nieumiejętne posługiwanie się semaforami czy mechanizmami blokowania zadań lub przerw może spowodować zagłódzenie lub zakleszczenie zadań albo zablokowanie systemu obsługi przerw, a w konsekwencji awarię całego systemu sterowania. W najbardziej niekorzystnym zbiegu okoliczności zjawiska zakleszczenia mogą być niewykryte na etapie projektowania i testów systemu, a ujawnić się w czasie jego eksploatacji.

## 5. Podsumowanie

W pracy wskazano dodatkowe kluczowe etapy projektowania sterujących aplikacji awionicznych, przy założeniu, że będą one osadzone na systemach operacyjnych czasu rzeczywistego. Przedyskutowano również zasadność stosowania systemów operacyjnych jako platform dla aplikacji lotniczych. Wydaje się, że zastosowania systemów operacyjnych w aplikacjach awionicznych będą w najbliższym czasie istotną gałęzią rozwoju bezzałogowych i załogowych obiektów latających.

## Literatura

- [1] Austin R.: Unmanned aircraft systems. UAVS Design, Development and Deployment, John Wiley & Sons, 2010.
- [2] Lozano R. (ed.): Unmanned aerial vehicles. John Wiley & Sons, 2010.
- [3] <http://www.avinc.com/uas/>.
- [4] <http://www.ga-asi.com/products/aircraft/>.
- [5] <http://www.eurotech.com.pl/produkty-i-uslugi/2/lotnictwo-i-awionika>.
- [6] <http://www.wb.com.pl/Rozwiazania,Systemy-C4ISR,Systemy-rozpoznania.html>.

- [7] Bachuta M.J., Czyba R., Janusz W., Yurkevich V.D.: UAV glider control system based on dynamic contraction method. 17th Int. Conf. Methods and Models in Automation and Robotics (MMAR), 2012, pp. 114-118.
- [8] Campoy P. et al.: Computer vision onboard UAVs for civilian tasks. *J. Intelligent Robotic Systems*, 54 (2008), 105-135.
- [9] Gosiewski Z., Kulesza Z.: Application of unfalsified control theory in controlling MAV. *Solid State Phenomena*, 198 (2013), 171-175.
- [10] Jaromi G., Rogalski T., Rzucidło P., Wałek Ł.: Integracja układu sterowania z mini BSL. V Konferencja Awioniki, Rzeszów 2007.
- [11] Kopecki G., Pieniążek J., Rogalski T., Rzucidło P., Tomczyk A.: Proposal for navigation and control system for small UAV. *Aviation* 14 (2010), 77-82.
- [12] Rogalski T.: The control algorithms for manoeuvring flying target. *Scientific Aspects of Unmanned Mobile Vehicle*, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 2010, t. 1, 177-184.
- [13] Zhou G., Zang D.: Civil UAV system for earth observation. *Geoscience and Remote Sensing Symposium, IGARSS 2007*, pp. 5319-5322.
- [14] Dołęga B., Rzucidło P.: Monitorowanie pracy układu sterowania bezzałogowym aparatem latającym. *ZN AMW*, Gdynia 2011, t. LII, 83-91.
- [15] Grzybowski P., Kordos D., Rzucidło P.: Metody zapewnienia bezpieczeństwa z poziomu naziemnej stacji kontroli lotu. *Mat. konf. „Bezzałogowe Statki Powietrzne w Polsce”*, Warszawa 2012.
- [16] *VxWorks Kernel Programmer's Guide 6.8*. Wind River Systems, Inc., 2009.
- [17] *Wind River System Viewer User's Guide 3.2*. Wind River Systems, Inc., 2009.
- [18] *Wind River VxWorks Platforms User's Guide 3.8*. Wind River Systems, Inc., 2009.
- [19] AFDX: The next generation interconnect for avionics subsystems. *Avionics Magazine Tech. Report*, 2008.
- [20] Samolej S., Rogalski T., Kopecki G., Tomczyk A.: The integration of a prototype pitch control application with IMA2G devices. *Automatyka*, Wydaw. Naukowo-Dydaktyczne AGH w Krakowie, artykuł zaakceptowany do druku.
- [21] <https://www.rtai.org/>.
- [22] <http://www.freertos.org/>.
- [23] Klein M.H.: *A practitioner's handbook for real-time analysis: Guide to rate monotonic analysis for real-time systems*. Kluwer Academic Publishers, 1993.

## **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>1</sup>  
Miroslav JURČIŠIN<sup>2</sup>  
Milan DVOŘÁK<sup>3</sup>

## EXPERIMENTAL AND NUMERICAL ANALYSIS OF SPRINGBACK PREDICTION IN U-BENDINGS OF ANISOTROPIC 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:** Bauschinger effect, bending, cyclic bending, springback

### 1. Introduction

In the metal stamping industry, one of the major technological problems is getting the sheet metal to conform exactly to the shape of the die. Due to the effects of springback, die designs are usually finalized only after the fabrication and testing of multiple prototypes [1-3]. The main effects of springback on the formed parts are as follows: the alteration of the part shape and dimensions after

---

<sup>1</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

<sup>2</sup> Miroslav Jurčišin, e-mail: miroslav.jurcisin@tuke.sk

<sup>3</sup> Milan Dvořák, e-mail: dvorak.m@fme.vutbr.cz

tools removing and also the change of the state of stresses and strains in the deformed material [2-4]. The determination, elimination or avoidance of the defects generated by springback requires the analysis and knowledge of its specific causes and its relation with different factors of influence [5-11]. Among the factors which influence the amount of springback belongs for example: mechanical properties of material, friction coefficient, die gap, die radius, blankholder force, bending curvature etc. Since springback cause also problems associated with economical aspect, it is necessary to predict it. This can be realized using analytical, empirical and also numerical methods. Nowadays finite element method is very frequently used method of numerical simulation as a tool of springback compensation, but this is also associated with problems of neglecting and simplifying of important parameters during definition of material models. In this paper bending process of sheet metals on the different radiuses to the angle of  $180^\circ$  in order to extend existing knowledge was realized. Several publications were also devoted to the problem of cyclic bending, namely in connection with the influence of the Bauschinger effect on the springback amount. Gau and Kinzel [12] studied the influence of the Bauschinger effect to the springback and concluded that two identical sheet metal specimens can have the same final total strains but they can have distinctly different springback amounts. The reason is that their deformation histories in the strain space are different. The Bauschinger effect on springback depends not only on the material type but also on the deformation history in the strain area [12]. The bending process was modeled in finite element code Autoform. This software works on basis of static implicit time integration scheme. As it was mentioned, software works with implicit time integration strategy which is in every time step starting from the previous time step and a mesh is generated using local refinement due to requiring accuracy of problem, which is calculated resulting from current mesh. This solving process is iterated until the estimated error value was in the range of the interval of requiring precision. If the time step between new iteration and previous is not too large, the time of solving process is usually very short [13]. The blank material defined in the numerical simulation was in the case of yield function approximated using Hollomon hardening curve  $\sigma = C\varepsilon^n$  and Hill' 48 yield function which is defined by following law [14]:

$$\begin{aligned} \phi(\sigma_{ij}) = & F(\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + G(\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + H(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + \\ & + 2L\sigma_{23}^2 + 2M\sigma_{31}^2 + 2N\sigma_{12}^2 - \bar{\sigma}^2 = 0 \end{aligned} \quad (1)$$

where:  $\phi(\sigma_{ij})$  – stress components with respect to the coordinate system [MPa],  $F, G, H, L, M, N$  – Hill's anisotropic parameters, which can be expressed by normal anisotropy,  $\sigma_{22}, \sigma_{33}, \sigma_{11}, \sigma_{23}, \sigma_{31}, \sigma_{12}$  – plane stresses; suffix 1 is parallel to the rolling direction, 2 is transverse to the rolling direction,  $\bar{\sigma}$  is scaling factor.



$$F = \frac{r_0}{r_{90}(r_0 + 1)}, G = \frac{1}{r_0 + 1}, H = \frac{r_0}{r_0 + 1}, N = \frac{(r_0 + r_{90})(1 + 2r_{45})}{2r_{90}(1 + r_0)} \quad (2)$$

where:  $r_0$ ,  $r_{45}$ ,  $r_{90}$  – values of normal anisotropy measured in directions  $0^\circ$ ,  $45^\circ$  and  $90^\circ$  respectively to the rolling direction;  $L$ ,  $M$  – coefficients which are equal to the  $N$ .

## 2. Experimental procedure

The experiments of bending sheet metal strips focused on the measuring of the springback amount were performed. Dimensions of specimens were 20 x 120 mm and all specimens were cut parallel to the rolling direction. The device for springback testing was developed at the Brno University of Technology and the picture of this device is shown in Fig. 1. Schematic view of this experiment is presented in Fig. 2a. Two different die radiuses R 11 and R 17 were used. First of all, in the first cycle, the specimen was bent over the die and after bending, the value of the springback angle was measured. Then, in the second cycle, the specimen was positioned and bent again over the die and the value of the springback angle was measured. The angle of springback  $\beta$  is shown in Fig. 2b. Realization of this experiment was divided into the following stages:

- bending the sheet metal strips on the different die radii,
- bending the sheet metal strips to the angle of  $180^\circ$ , measuring springback and subsequently bending this strip to the angle  $180^\circ$  in the reverse direction and again measuring springback,
- modelling of the process of the first cycle in finite element (*FE*) software and comparing the results of springback with experiment.



Fig. 1. The experimental device for determination of the springback angle

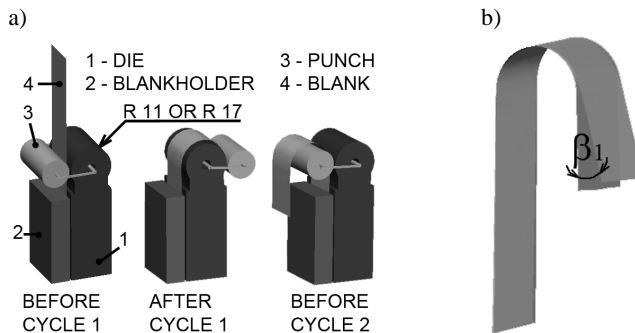


Fig. 2. Geometry of the device (a) and the illustration of the springback angle  $\beta$  (b)

The amount of springback significantly depends on used materials. For this experiment three grades of steels were used:

- steel of DQ category DC06 with thickness of 0.85 mm,
- AHS steel HSLA 220PD with thickness of 0.8 mm,
- UHS steel TRIP RAK 40/70 with the thickness of 0.75 mm.

Mechanical properties of these steels are presented in Table 1.

Table 1. Mechanical properties of the sheet metal used in the experiment

| Sheet material      | Specimen orientation | $R_{p0.2}$ ( $R_e$ ) [MPa] | $R_m$ [MPa] | $A_{80}$ [%] | $n$   | $C$ [MPa] | $r$   |
|---------------------|----------------------|----------------------------|-------------|--------------|-------|-----------|-------|
| DC06 mild steel     | 0°                   | 138                        | 277         | 53.0         | 0.261 | 538       | 1.665 |
|                     | 45°                  | 142                        | 282         | 50.4         |       |           | 1.601 |
|                     | 90°                  | 141                        | 277         | 51.7         |       |           | 2.112 |
| UHSS TRIP RAK 40/70 | 0°                   | 442                        | 771         | 27.7         | 0.29  | 1492      | 0.686 |
|                     | 45°                  | 441                        | 762         | 25.4         |       |           | 0.87  |
|                     | 90°                  | 450                        | 766         | 25.9         |       |           | 0.838 |
| HSS H220PD          | 0°                   | 219                        | 385         | 34.5         | 0.231 | 673       | 1.172 |
|                     | 45°                  | 225                        | 368         | 37.4         |       |           | 1.782 |
|                     | 90°                  | 238                        | 383         | 35.8         |       |           | 1.823 |

Due to difficulty of using conventional methods, measurement of the value of the angle  $\beta$  after springback was performed using MATLAB system. The springback angle value can be calculated and evaluated accurately using measuring method implemented in MATLAB [11, 15]. Five points on the each arm of the specimen were selected. After points were selected, linear regression was used to reach equation of straight line for each arm of the specimen. Based on

equations of straight lines, the value of the angle between them was computed. As it was mentioned, the first cycle of this process was modeled in the static implicit code Autoform. Parameters set in the numerical simulation of this process are described in Table 2.

Table 2. Parameters of the implicit code Autoform

| Parameter                    | Value      | Parameter       | Value    |
|------------------------------|------------|-----------------|----------|
| Mesh type                    | triangular | element type    | shell    |
| Mesh size                    | 0.75 mm    | friction value  | 0        |
| Level of refinement          | 2          | yield curve     | Hill' 48 |
| Mesh size after refinement   | 0.375 mm   | hardening curve | hollomon |
| Number of integration points | 11         | tool mesh       | 0.5 mm   |

### 3. Results and discussion

In Table 3 results of the springback measuring of specimen made of TRIP steel are presented. Since, only the first cycle was modeled in the *FE* code, for the second cycle results of the numerical simulation will be not presented.  $\beta_1$  is the angle of springback after the first cycle and  $\beta_2$  is the angle of springback after the second cycle.  $\beta_{1s}$  is the angle of springback after first cycle obtained from the numerical simulation. A difference between angles values of springback after the first and second cycle in experiment is  $\beta_D$  and it is calculated using following formula:

$$\beta_D = \beta_2 - \beta_1 \quad (3)$$

Because TRIP steel has the highest strength, the highest amount of springback was measured. Results of the numerical simulation of springback for TRIP and H220PD steels were insufficient. In the case of TRIP steel the greatest difference was observed. This is caused by difficulty of definition of material structure and transformation of residual austenite to martensite. Numerical modeling of the U-bending test for conventional DC06 steel was the most accurate in comparison with the result of the real experiment. In the case of the measurement of the springback angle value after second cycle for TRIP steel increasing in the value of springback angle value was observed. For H220PD and DC06 steel in the same cycle the value of springback angle decreasing. This was caused by the transformation process of the austenite to the martensite. So, TRIP steel has become stronger and thus, greater springback was observed. Conventional steels as H220PD and DC06 did not undergo this transformation and therefore there was observed smaller springback.

Table 3. Results of springback for TRIP RAK 40/70 steel

| Cycle                    | Experiment                    | Difference between cycles | Simulation       |
|--------------------------|-------------------------------|---------------------------|------------------|
|                          | $\beta_1$ [°] / $\beta_2$ [°] | $\beta_D$ [°]             | $\beta_{1s}$ [°] |
| <b>Die radius – R 11</b> |                               |                           |                  |
| 1                        | 43                            | 2.5                       | 20.6             |
| 2                        | 45.5                          |                           |                  |
| <b>Die radius – R 17</b> |                               |                           |                  |
| 1                        | 39.3                          | 1.9                       | 25.4             |
| 2                        | 41.2                          |                           |                  |

Table 4. Results of springback for H220PD steel

| Cycle                    | Experiment                    | Difference between cycles | Simulation       |
|--------------------------|-------------------------------|---------------------------|------------------|
|                          | $\beta_1$ [°] / $\beta_2$ [°] | $\beta_D$ [°]             | $\beta_{1s}$ [°] |
| <b>Die radius – R 11</b> |                               |                           |                  |
| 1                        | 21.1                          | -2.9                      | 14.5             |
| 2                        | 18.2                          |                           |                  |
| <b>Die radius – R 17</b> |                               |                           |                  |
| 1                        | 17.5                          | -1.9                      | 10.7             |
| 2                        | 16.3                          |                           |                  |

Table 5. Results of springback for DC06 steel

| Cycle                    | Experiment                    | Difference between cycles | Simulation       |
|--------------------------|-------------------------------|---------------------------|------------------|
|                          | $\beta_1$ [°] / $\beta_2$ [°] | $\beta_D$ [°]             | $\beta_{1s}$ [°] |
| <b>Die radius – R 11</b> |                               |                           |                  |
| 1                        | 14.1                          | 0.7                       | 12.1             |
| 2                        | 14.8                          |                           |                  |
| <b>Die radius – R 17</b> |                               |                           |                  |
| 1                        | 8.8                           | -2.3                      | 8.6              |
| 2                        | 6.5                           |                           |                  |

Although, there is the publication which claims that the influence of the Bauschinger effect on the springback is observed especially in the case of the use aluminum materials [12], as it is presented in Tables 3-5, influence of the

Bauschinger effect on springback was observed also in the case of steel specimens. Higher value of springback occurred in the case of smaller die radius with DC06 and H220PD steels. Since smaller die radius caused higher value of stress in the area of bent section, greater value of springback was observed. Difference in major stress over the section of the specimen made of DC06 steel is shown in Fig. 3. Different amount of major stress was measured for TRIP steel specimen. In case of the die radius R 11 maximum value of major stress was 574 MPa. The evaluated stress in the case of die radius R 17 was 584 MPa. Therefore, higher amount of springback was observed in the case of die radius R 17.

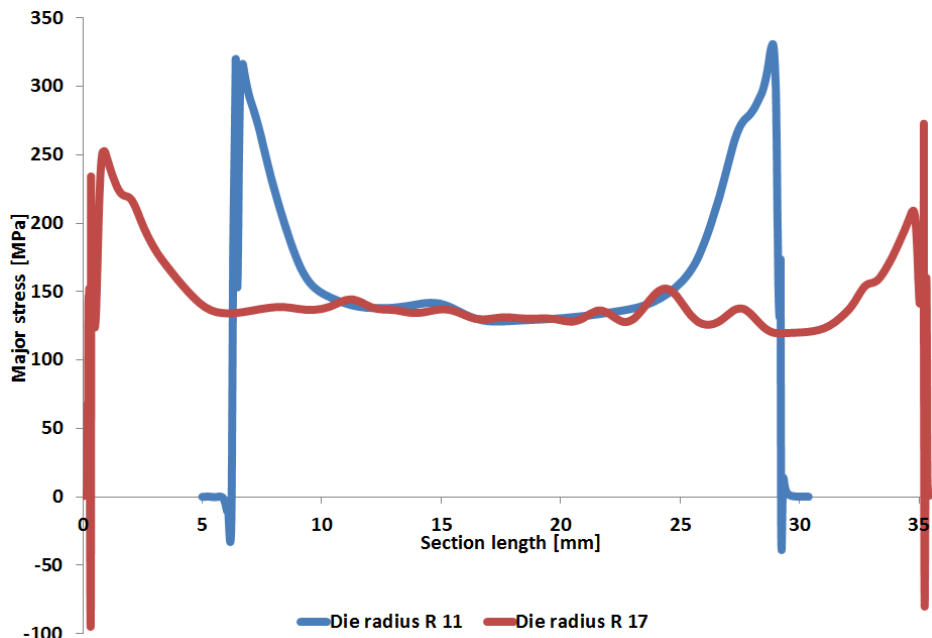


Fig. 3. Major stress over the section on the bottom layer for specimen made of DC06 steel

#### 4. Conclusions

Based on results presented in this paper, following conclusions could be noted:

1. This experiment confirmed that the forming of high strength steels is associated mainly with springback problems.
2. In the case of DC06 and H220PD steels, greater die radius caused smaller amount of springback, because greater die radius causes smaller major stresses in comparison with smaller die radius. Situation was different for specimen made of TRIP steel.

3. The Numerical simulation was sufficient only in the case where DC06 steel was used. In case of TRIP and H220PD steels, the simulation of springback was not accurate enough. This problem may be solved using modern material models which consider mixed hardening, apparent Young's modulus, the Bauschinger effect, permanent softening etc.
4. Influence of the Bauschinger effect on springback amount was observed after the second cycle of bending. In case of TRIP steel, the Bauschinger effect caused the increase of value of springback because transformed martensite increased total strength of the material. With DC06 and H220PD smaller amount of springback after the second cycle was observed.

## References

- [1] Ling Y.E., Lee H.P., Cheok B.T.: Finite element analysis of springback in L-bending of sheet metal. *J. Mat. Proc. Technol.*, 168 (2005), 296-302.
- [2] Wagoner R.H., Lim H., Lee M.G.: Advanced issues in springback. *Int. J. Plasticity*, 45 (2013), 3-20.
- [3] Hu Y.: Simulating the die gap effect on springback behavior in stamping processes. SAE Technical Paper 2000-01-1111.
- [4] Brabie G., Chirita B., Nanu N., Ciubotariu V.: Analysis of the springback and residual stresses generated by cold plastic forming in draw round parts made from steel sheets. *Met. Int.*, 12-14 (2009), 21-27.
- [5] Stachowicz F., Frącz W.: An experimental and numerical study of thin sheet metal bending. *Trans. TAU*, 9 (2002), 177-180.
- [6] Stachowicz F., Litwin P., Frącz W.: Experimental and numerical study of open structural profile bending process. *Arch. Metall. Mater.*, 50 (2005), 905-919.
- [7] Frącz W., Stachowicz F.: Springback phenomenon in sheet metal V-die air bending – experimental and numerical study. *Manuf. Eng.*, 7 (2008), 34-37.
- [8] Frącz W., Litwin P., Stachowicz F.: Analysis of bending characteristics of open structural profile. 18th Int. Conf. Computer Methods in Mechanics, Zielona Góra 2009, 177-178.
- [9] Su C.J., Zhang G.H., Guo S.M., Gao L., Ma R.: Influence of friction on springback of quadrangle parts bending. *Adv. Mat. Res.*, 217-218 (2011), 619-624.
- [10] Nanu N., Brabie G.: Analytical model for prediction of springback parameters in the case of U stretch-bending process as a function of stresses distribution in the sheet thickness. *Int. J. Mech. Sci.*, 64 (2012), 11-21.
- [11] Slota J., Jurčišin M., Spisak E.: Numerical and experimental springback determination of sheet metals in an air bending process. *Acta Metallurgica Slovaca*, 18 (2012), 200-209.
- [12] Gau J.T., Kinzel G.L.: An experimental investigation of the influence of the Bauschinger effect on springback predictions. *J. Mat. Proc. Technol.*, 108 (2001), 369-375.

- [13] Schmidt A., Kunibert G.S.: Design of adaptive finite element software. The finite element toolbox. Universitat Bremen, Bremen 2004.
- [14] Banabic D.: Sheet metal forming processes. Constitutive modeling and numerical simulation. Springer, London 2010.
- [15] Kardes Sever N., Mete O.H., Demiralp Y., Choi C., Altan T.: Springback prediction in bending of AHSS-DP-780. Proc. NAMRI/SME, vol. 40, 2012.

### Acknowledgement

*This contribution is the result of the project VEGA 1/0396/11 implementation.*

## **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 Bauschingera, 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>1</sup>  
Tomasz BINKOWSKI<sup>2</sup>

## 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

### 1. Wprowadzenie

Problemem pojazdów zasilanych energią elektryczną jest kompromis pomiędzy zasięgiem a ciężarem baterii akumulatorów. W przypadku platform latających jest to czynnik krytyczny, lecz dzięki postępowi, jaki dokonał się w dziedzinie akumulatorów, możliwe jest wykonanie konstrukcji wykorzystujących ten rodzaj energii. Aby efektywnie wykorzystać energię elektryczną,

---

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

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



a dzięki temu zwiększyć zasięg lub zmniejszyć ciężar statku powietrznego, konieczne jest wykorzystanie do napędu śmigła wydajnych układów napędowych o wysokiej sprawności i małej wadze [1-4]. W wielu przypadkach są wykorzystywane konstrukcje oparte na układach hybrydowych, gdzie do dyspozycji ma się zarówno silnik elektryczny, jak i silnik spalinowy. Rola poszczególnych silników jest różna, np. samolot wznosi się i lata dzięki energii z akumulatorów, przy czym na pokładzie ma również silnik benzynowy jako dodatkowy, awaryjny napęd (lub odwrotnie napęd elektryczny pełni funkcje pomocnicze). Silnikami elektrycznymi, które charakteryzują się najkorzystniejszym stosunkiem mocy do ciężaru i jednocześnie posiadają wysoką sprawność, są silniki bezszczotkowe prądu stałego BLDC. Silniki te są wystarczająco lekkie i wydajne, by można je stosować również w samolotach. Zastosowanie energii elektrycznej do zasilania platform latających, podobnie jak w przypadku samochodów, jest związane poza kwestiami ekologicznymi z kosztami eksploatacji, które są około czterokrotnie niższe od rozwiązań konwencjonalnych. Napęd elektryczny jest bardziej niezawodnym rozwiązaniem od spalinowego. Również serwisowanie i obsługa takiego napędu jest prostsze i mniej kłopotliwe.

## 2. Układ napędowy z silnikiem BLDC

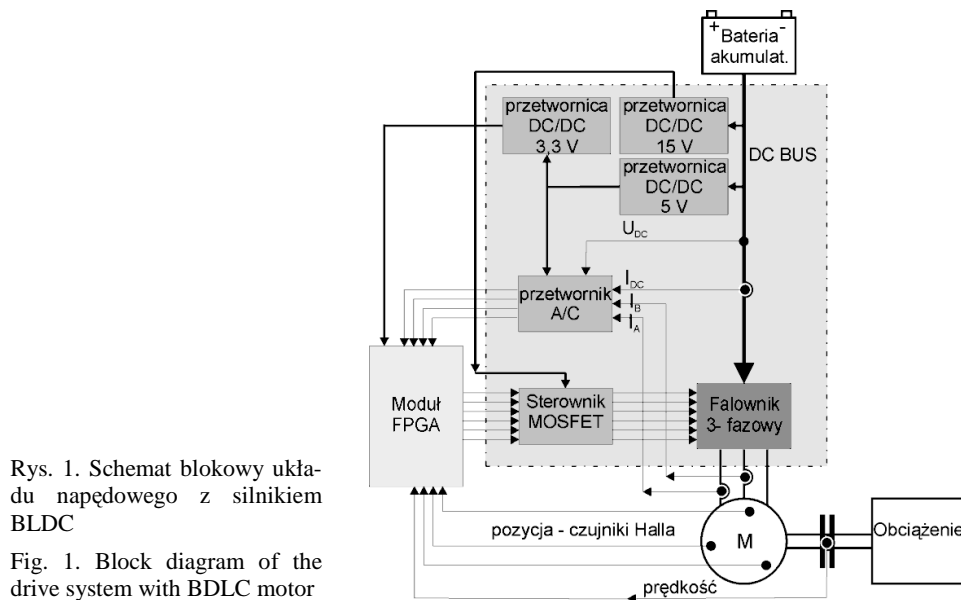
We wstępie przeprowadzono analizę wyboru rodzaju układu napędowego z uwzględnieniem zagadnień związanych z napędami wykorzystującymi silnik BLDC. Układ napędowy składa się zwykle ze źródła zasilającego, przekształtnika, silnika, przekładni i obciążenia. Przekształtnik elektroniczny pełni rolę komutatora elektronicznego, pozwalając na kontrolę prędkości obrotowej napędu. Zwiększenie znamionowej prędkości obrotowej silnika o magnesach trwałych pozwala na zmniejszenie jego wymiarów geometrycznych w stosunku do rozwiązań o mniejszej prędkości obrotowej o tej samej mocy wyjściowej, dzięki czemu zmniejsza się również masa maszyny prądu stałego. Silnik bezszczotkowy prądu stałego BLDC posiada trapezoidalny rozkład pola magnetycznego w szczelinie. Przy trapezoidalnym rozkładzie siły elektromotorycznej silnik jest najczęściej zasilany z trójfazowego falownika napięcia, w którym tranzystory są przełączane sześciokrotnie w ciągu okresu. Każda z faz jest załączona przez okres 120 stopni elektrycznych. W danej chwili w przewodzeniu prądu biorą udział dwie fazy silnika, natomiast trzecia pozostaje wyłączona. Zasilane są te fazy, które wytwarzają największy moment. W silniku BLDC moment elektromagnetyczny jest równy sumie momentów generowanych w poszczególnych fazach. Moment elektromagnetyczny  $m_e$  silnika BLDC określa zależność:

$$m_e = \frac{1}{\omega_r} (i_a e_a + i_b e_b + i_c e_c) \quad (1)$$

gdzie:  $i_a, i_b, i_c$  – prądy w poszczególnych fazach silnika,

$e_a, e_b, e_c$  – siły elektromotoryczne pasm silnika,  
 $\omega_r$  – prędkość wirnika.

Zasilanie silników elektrycznych z przemienników częstotliwości wymaga nowych rozwiązań w konstrukcji samych silników. Również zasilanie przekształtnika ze źródła niskonapięciowego charakteryzuje się specyficzną konstrukcją, porównując ją do klasycznych rozwiązań wysokonapięciowych, gdzie źródłem napięcia dla przekształtnika jest linia zasilająca. Do sterowania przekształtników są stosowane różne techniki modulacji zmniejszające odkształcenie przebiegów napięciowych i prądowych. Ogólny schemat układu przekształtnika dla silnika BLDC przedstawia rys. 1.



Rys. 1. Schemat blokowy układu napędowego z silnikiem BLDC

Fig. 1. Block diagram of the drive system with BDLC motor

Przedstawiono rozwiązanie przekształtnika energoelektronicznego do zasilania niskonapięciowego silnika BLDC. Założono, że w napędzie zostanie wykorzystany silnik BLDC trójfazowy o następujących parametrach eksploatacyjnych:

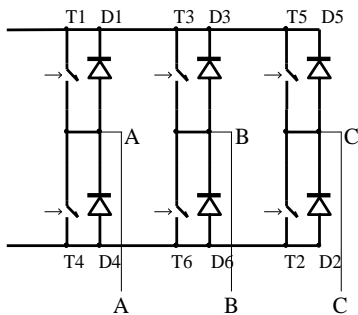
- trzy pasma stojana,
- minimalne napięcie zasilające – 24 V,
- maksymalne napięcie zasilające – 29,6 V,
- maksymalny prąd źródła – 63 A,
- prędkość robocza – 40 000 obr/min,
- minimalna moc przy prędkości roboczej – 500 W.

Na rysunku 2. przedstawiono obwód mocy zawierający trójfazowy falownik napięcia. Ze względu na konieczność ograniczenia spadków napięć na przewodzącym tranzystorze zdecydowano się na wybór tranzystorów typu

MOSFET, które dla małych napięć zasilających charakteryzują się niewielką rezystancją drenu podczas załączenia tranzystora  $R_{DS(ON)}$ . Dobór napięciowy tranzystorów falownika dokonano w odniesieniu do maksymalnej wartości napięcia obwodu pośredniczącego. Napięcie dren-źródło  $U_{DS}$  obliczono na podstawie zależności:

$$U_{DS} \geq k_U U_{d \max} \quad (2)$$

gdzie  $k_U$  – współczynnik napięciowy, który przyjmuje wartość  $1,5 \div 2,5$ ; wybrano większą wartość zakresu i w obliczeniach przyjęto współczynnik na poziomie 2,5.



Rys. 2. Schemat falownika trójfazowego

Fig. 2. Scheme of three-phase inverter

Przyjęto maksymalną wartość prądu obwodu zasilania na podstawie projektu. Wartość ta jest określona dla źródła zasilającego na poziomie  $I_{d \max} = 63$  A. Przekroczenie tej wartości skutkuje przyspieszonym zużyciem baterii akumulatorów. Z tego względu wymagany prąd tranzystora  $I_D$  przy przeciążeniu  $I_d$  przyjęto na podstawie zależności:

$$\left. \begin{array}{l} I_D \geq I_{d \max} \\ I_D \geq 63A \end{array} \right\} \quad (3)$$

Dobrano moduł firmy SEMIKRON SK 70 MD 075 w obudowie T47 o parametrach:  $I_D = 70$  A przy  $T = 80^\circ\text{C}$ ,  $U_{DSS} = 75$  V,  $R_{DSon} = 10$  m $\Omega$ ,  $T_{j \max} = 150^\circ\text{C}$ .

Element półprzewodnikowy do poprawnej pracy wymaga odprowadzenia ciepła powstającego w strukturze półprzewodnika, tak aby nie przekroczyć dopuszczalnej temperatury złącza  $T_{j \max}$ . Dlatego konieczny jest właściwy dobór radiatora, który przy określonych parametrach elektrycznych zapewni odpowiednie chłodzenie tranzystorów przekształtnika. Aby można było dokonać doboru radiatora, należy obliczyć straty mocy na elementach półprzewodnikowych. Straty mocy tranzystora można podzielić na straty podczas przewodzenia oraz straty podczas przełączania. Straty mocy przewodzenia oblicza się z zależności:

$$\Delta P_{ON} = I_{d\max}^2 \cdot R_{DSon} = 63^2 \cdot 10 \cdot 10^{-3} = 39,69 \text{ W} \quad (4)$$

natomiast straty mocy przełączania, wykorzystując dane katalogowe energii załączania  $E_{on}$  i wyłączenia  $E_{off}$  tranzystora i założoną wartość częstotliwości impulsowania  $f_{imp}$ :

$$\Delta P_{sw} = f_{imp} \cdot (E_{on} + E_{off}) = 8 \cdot 10^3 \cdot (3+1) \cdot 10^{-3} = 32 \text{ W} \quad (5)$$

Całkowite straty tranzystora to suma strat przewodzenia i łączeniowych:

$$\Delta P_{Tot} = \Delta P_{on} + \Delta P_{sw} = 39,69 + 32 = 71,69 \text{ W} \quad (6)$$

Dopuszczalna temperatura radiatora ze względu na straty mocy tranzystora:

$$T_{rT} = 0,8 \cdot 150 - (R_{thjs}) \cdot \Delta P_{Tot} = 0,8 \cdot 150 - (1,1) \cdot 71,69 = 41,2^\circ\text{C} \quad (7)$$

gdzie  $R_{thjs}$  jest katalogową wartością rezystancji termicznej tranzystora – złącze-obudowa.

Należy pamiętać, że w strukturze łącznika półprzewodnikowego oprócz tranzystora występuje również dioda zwrotna, której straty mocy należy również uwzględnić, analizując bilans cieplny przyrządu:

$$\Delta P_{DZ} = U_{T(T0)} \cdot I_{DZn} + r_i \cdot I_{RM}^2 = 0,9 \cdot 63 = 56,7 \text{ W} \quad (8)$$

gdzie:  $U_{T(T0)}$  – napięcie progowe diody,

$I_{DZn}$  – znamionowy prąd diody,

$r_i$  – rezystancja dynamiczna diody,

$I_{RM}$  – maksymalna chwilowa wartość prądu diody.

Dopuszczalna temperatura radiatora ze względu na straty mocy diody zwrotnej przy określonej wartości rezystancji termicznej diody złącze-obudowa  $R_{thjsDZ}$ :

$$T_{rDZ} = 0,8 \cdot 150 - (R_{thjsDZ}) \cdot \Delta P_{DZ} = 0,8 \cdot 150 - 1,1 \cdot 56,7 = 57^\circ\text{C} \quad (9)$$

Znając temperaturę złącza podczas pracy z określonymi parametrami elektrycznymi, należy dobrać radiator. Na początku oblicza się wymaganą rezystancję termiczną:

$$R_{thrad} < \frac{T_{rmin} - T_0}{\Sigma \Delta P_{tot}} = \frac{57 - 40}{128,39} = 0,132 \frac{\text{K}}{\text{W}} \quad (10)$$

gdzie:  $T_0$  – temperatura otoczenia,

$T_{r\min}$  – temperatura złącza półprzewodnikowego

$$T_{r\min} = T_{rDZ} \quad (11)$$

Całkowite straty mocy elementu półprzewodnikowego są sumą całkowitych strat mocy tranzystora i diody zwrotnej:

$$\Sigma \Delta P_{tot} = \Delta P_{Tot} + \Delta P_{DZ} + \Delta P_{ONMP} = 71,69 + 56,7 = 128,39 \text{ W} \quad (12)$$

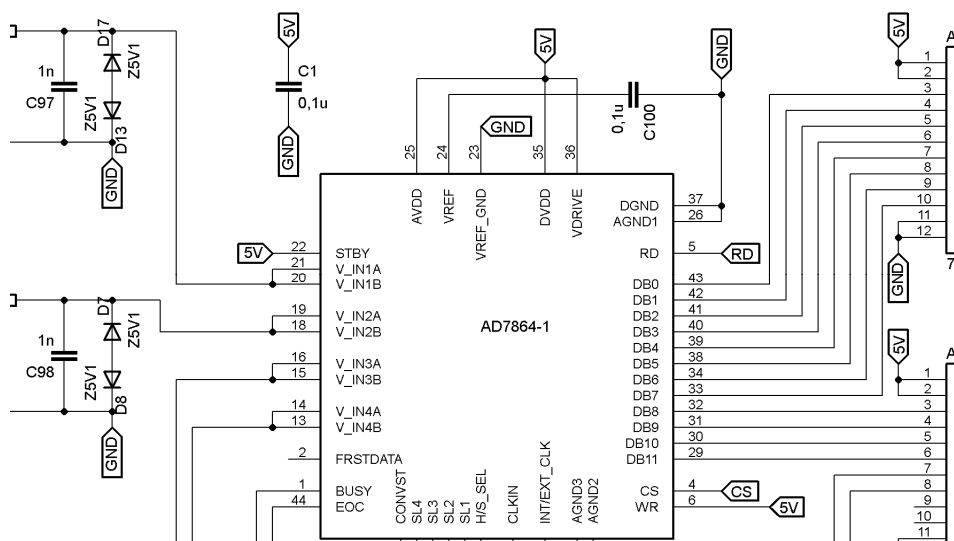
Na podstawie przeprowadzonych obliczeń dobrano blok radiatorowy LK55 – 200 A, dla którego rezystancja termiczna  $R_{th} = 0,12 \text{ K/W}$  w temperaturze  $T_0 = 40^\circ\text{C}$ .

### 3. Projekt elektryczny przekształtnika

Koncepcja rozwiązania układowego przekształtnika energoelektronicznego jest oparta na schemacie blokowym przedstawionym na rys. 3. Podstawowym komponentem jest układ falownika trójfazowego składający się z modułu zawierającego w swojej strukturze sześć niskostratnych tranzystorów MOSFET, połączonych w klasyczną strukturę mostkową (rys. 4.). Napięcie stałe DC jest podawane na tranzystory MOSFET. Napięcie  $U_{DSS}$  tranzystorów wynosi 75 V. Tranzystory charakteryzują się małą rezystancją kanału wynoszącą  $R_{DSON} = 10 \text{ m}\Omega$  przy prądzie drenu  $I_D = 80 \text{ A}$ . Jest to szczególnie istotne ze względu na stosunkowo niskie napięcie zasilające przekształtnik. Moduł tranzystorowy jest wystereowany z układu FPGA za pośrednictwem sterowników, które dopasowują sygnał wyjściowy z mikroprocesora do poziomu koniecznego do wystereowania bramek tranzystorów MOSFET. Sterowniki dodatkowo separują sygnały sterujące w układzie mikroprocesorowym od strony silnopiędowej. Zabezpiecza to układ sterowania przed zniszczeniem w razie awarii po stronie silnopiędowej. Sygnały napięciowe na wyjściu układu FPGA mają wartość 3,3 V, z kolei sygnał wejściowy sterowników tranzystorów MOSFET – 5 V. W takiej sytuacji, aby wystereować sterowniki tranzystorowe, zastosowano bufory dopasowujące napięcia do wymaganych poziomów. Napięcie sterujące podawane na bramki tranzystorów powinno się zawierać w granicach od +15 V do –8 V. Zapewnia to załączanie i wyłączanie tranzystorów w deklarowanym przez producenta w karcie katalogowej czasie.

Topologia przekształtnika wymaga, aby napięcia zasilające tranzystory górnej gałęzi mostka były odseparowane galwanicznie. Tranzystory dolnych gałęzi mostka mogą pozostawać na wspólnym potencjale. Aby napęd został prawidłowo wystereowany, konieczna jest informacja o położeniu wirnika silnika BLDC. Informacje tę uzyskuje się na podstawie prędkości obrotowej, wartości prądu w poszczególnych fazach oraz sygnałów sterujących. Pomiar prądów są

wykonywane w dwóch fazach wyjściowych falownika. Dodatkowo w układzie napędowym istotna jest informacja o wartości napięcia obwodu pośredniczącego (baterii). Analogowe sygnały pomiarowe z przetworników LEM są wprowadzane do 4-kanałowego przetwornika A/C, a z wyjścia przetwornika do modułu FPGA. Do konwersji analogowych sygnałów pomiarowych na ich ekwiwalent cyfrowy zastosowano 4-kanałowy przetwornik A/C firmy Maxim o symbolu MAX1305. Jest to układ o czterech unipolarnych kanałach pomiarowych (sygnał wejściowy od 0 V do 5 V z tolerancją napięć wejściowych  $\pm 6$  V) z równoległym 12-bitowym wyjściem. Na rysunku 3. przedstawiono schemat aplikacji przetwornika A/C. Użyty przetwornik A/C pozwala na pomiar wszystkich czterech kanałów z maksymalną częstotliwością 680 kHz, na stanowisku laboratoryjnym pomiar danych analogowych był realizowany z częstotliwością 665 kHz. Prąd falownika może zmieniać kierunek przy przejściu do pracy ze zwrotem energii z masy wirującej silnika do baterii akumulatorów, dlatego w tym przypadku na jedno z wejść przetwornika pomiarowego wprowadzono sygnał pozwalający na uzyskanie sygnału pomiarowego o wartości większej od zera.

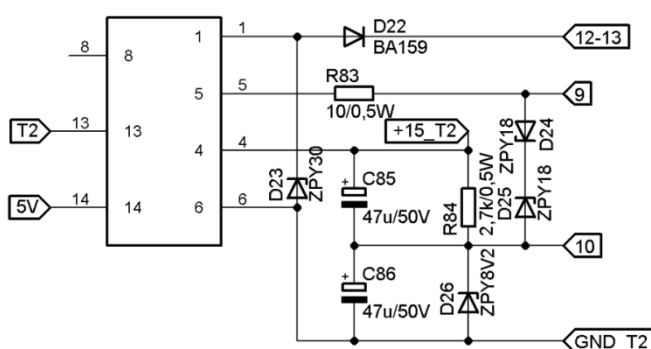


Rys. 3. Schemat elektryczny przetwornika A/C, buforów dopasowujących poziomy napięć oraz zasilaczy i układów stabilizujących

Fig. 3. Electric circuit of A/C converter, buffers conditioning the voltage level, feeders and stabilizing circuits

Jako moduł FPGA wykorzystano układ programowalny z rodziny Cyclone II (EP2C20F484C7), który posiada techniczne możliwości obsługi algorytmów sterowania falownikiem oraz interfejsem użytkownika. W zależności od położenia wirnika przełączanie tranzystorów falownika odbywa się sześć razy na okres.

Silnik jest sterowany tak, że jednocześnie są włączane dwie fazy, trzecia pozostaje niezłączona – w podstawowym stanie pracy silnika prąd w tej fazie nie płynie. Wymagania odnośnie poziomów napięć zasilających i separacji galwanicznej spowodowały, że zdecydowano się wykorzystać w projekcie przetwornice scalone DC/DC. Przetwornice w projektowanym przekształtniku są zasilane z baterii o napięciu o dopuszczalnych zmianach w zakresie od 24 V do 29,6 V. Układ wykonawczy jest dostosowany do pracy przy napięciu 29,5 V, 63 A, maksymalna częstotliwość przełączania wynosi 8 kHz. Na podstawie schematów elektrycznych wykonano projekt płytki drukowanej. Ze względu na charakter zadania i przeprowadzenie prób wyłącznie w warunkach laboratoryjnych wykonano moduł przekształtnika w postaci płytki jednostronnej. W przyszłości jest możliwe zastosowanie techniki wielowarstwowej, co wiąże się ze znacznym zredukowaniem gabarytów przekształtnika o kształcie pozwalającym na zamontowania w kadłubie pojazdu latającego.



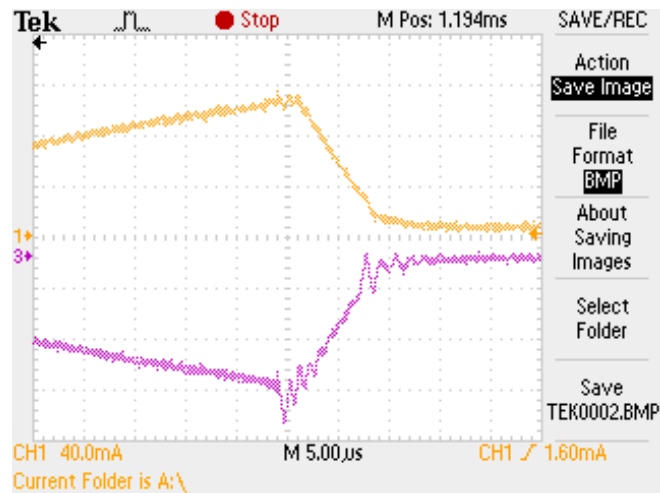
Rys. 4. Schemat elektryczny driverów tranzystorów oraz przetwornic DC/DC

Fig. 4. Electric circuit of transistors drivers and DC/DC converters

#### 4. Badania laboratoryjne

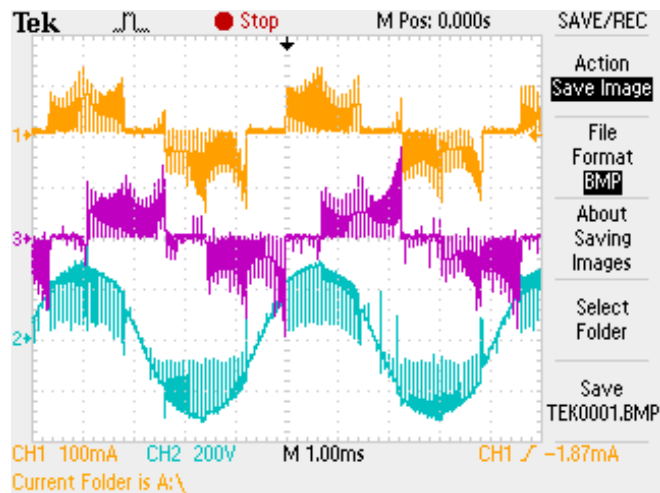
W laboratorium energoelektroniki Katedry Energoelektroniki i Elektroenergetyki Politechniki Rzeszowskiej na podstawie zaprezentowanego projektu wykonano moduł przekształtnika energoelektronicznego. Przeprowadzono wstępne badania laboratoryjne układu z wykorzystaniem zaprezentowanego w pracy algorytmu sterowania. Rysunek 5. przedstawia komutację łączników półprzewodnikowych podczas pracy układu. Wyłączenie jednego z kluczy tranzystorowych następuje wcześniej niż załączenie tranzystora drugiego w tej samej gałęzi, a więc nie będzie występowało zjawisko zwarcia. Jest to zjawisko, które często powoduje uszkodzenie łączników, jeśli przy wybranej częstotliwości łączeń tranzystorów zostanie źle zaimplementowany tzw. czas martwy, czyli czas opóźnienia pomiędzy załączeniem tranzystora a wyłączeniem tranzystora

poprzednio przewodzącego. Natomiast na rys. 6. przedstawiono wybrane przebiegi prądu i napięcie fazowych zasilanego silnika. Napięcie fazowe jest odkształcone (obwiednia napięcia ma kształt prostokąta), ale prąd fazowy ma kształt zbliżony do sinusoidy. Wynika to z dużej indukcyjności uzwojeń silnika BLDC,



Rys. 5. Komutacja łączników w układzie laboratoryjnym

Fig. 5. Circuit switching in the laboratory integrated circuit



Rys. 6. Przebiegi prądów (1, 3) i napięcia fazowego (2) przy modulacji bipolarnej

Fig. 6. Current waveforms (1, 3) and phase voltage (2) at the bipolar modulation



która w naturalny sposób zapewnia filtrację składowych harmonicznych prądu o wysokiej częstotliwości (wzrost reaktancji indukcyjnej przy wzroście częstotliwości składowych odkształcenia).

## 5. Podsumowanie

W pracy została przeprowadzona analiza możliwości stosowania układów napędowych wysokoobrotowych małej mocy w bezzałogowej platformie latającej. W wyniku analizy do wykonania napędu wytypowano trójfazowy bezszczotkowy silnik BLDC. Przeznaczenie układów napędowych do napędu platformy latającej determinuje ich zasilanie z baterii akumulatorów. Dodatkowo układy powinny charakteryzować się dużą sprawnością i małymi gabarytami. Na podstawie przeprowadzonej analizy został wykonany projekt zintegrowanego przekształtnika energoelektronicznego do zasilania 3-fazowych silników BLDC. W pierwszym etapie wykonano przekształtnik uniwersalny o budowie modułowej, który zawiera moduły: falownika, przetworników pomiarowych i układu sterowania. Zmodyfikowano topologie przekształtników w celu minimalizacji ich gabarytów. Zostały opracowane algorytmy sterowania dla wykonanej topologii układu przekształtnikowego.

## Literatura

- [1] Binkowski T., Buczek K., Sobczyński D.: Sterowanie silnikiem BLDC pracującym jako element hybrydowej platformy latającej. *Przegląd Elektrotechniczny*, 87 (2011), 30-33.
- [2] Luongo C.A., Masson J.P., Nam T., Mavris D., Kim H.D., Brown G.V., Waters M., Hall D.: Next generation more-electric aircraft: A potential application for HTS superconductors. *IEEE Super Transaction on Applied Superconductivity*, 19 (2006), 1055-1068.
- [3] Sobczyński D.: Przekształtniki energoelektroniczne do zasilania wysokoobrotowych silników małej mocy. IX Konf. Naukowa „Sterowanie w Energoelektronice i Napędzie Elektrycznym SENE”, Łódź 2009.
- [4] Sobczyński D.: Badania symulacyjne wybranych przekształtników przeznaczonych do stosowania w układach napędowych o podwyższonej prędkości obrotowej. *Wiadomości Elektrotechniczne*, 11, 2012.

## 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.*

Andrzej TOMCZYK<sup>1</sup>

## 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

### 1. Introduction

Properties of the remote controlled UAV should ensure high quality of attitude stabilization and a transitory process of regulation [1-4]. This choice follows from designer's experience, and it can be named as an „ideal model with good performance” [5]. In practice, the dynamic properties of the well-known aircraft which has good handling qualities characteristic from the operator point of view can be used as the „ideal” model of UAV. The practical in application method of CAS control laws synthesis is described in this article, the model following method and computer simulation is used for solving this task.

This paper presents one aspect of the UAV projects, which have been worked out by Department of Avionics and Control Systems staff and students. The research team has some experience in this area. The first control system for

---

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

UAV was designed in 1995 and next a few different projects were done [6-8]. Besides, the remote control task of UAV is similar to indirect flight control systems (*Fly-by-Wire*) designed by a Department team [9-11].

## 2. Method of CAS control laws synthesis

The acceptable dynamic properties and handling qualities of the remote controlled UAV are shape by the control law synthesis for desired properties of the modeled „ideal” UAV obtaining. This task will be performed by application of the remote indirect flight control system (similar to fly-by-wire method), used to obtain the possibility of control system property modification. As a result, handling qualities of the real UAV will be shaped. The Control Augmentation System can be employed at the on-board control system of UAV or it can be used as a part of ground station software. The second solution makes possible to control of the UAV in the cases of critical failures of on-board control system. Receiver, simple amplifiers and actuators are necessary for UAV steering in this specific case, and handling qualities of UAV can be acceptable.

In this paper the second version of CAS configuration is taken into consideration. Algorithm to correct the properties of the control system is placed in the ground remote flight control station (Fig. 1). The task of synthesis consists in calculate the values of the coefficients matrix  $K_A$ ,  $K_M$  and  $K_P$ , to minimize the difference ( $\Delta Y$ ) of reaction between the UAV (state  $Y_U$ ) and model output signals ( $Y_M$ ). In this way, the handling quality of UAV should be similar to „ideal plane” from the operator point of view.

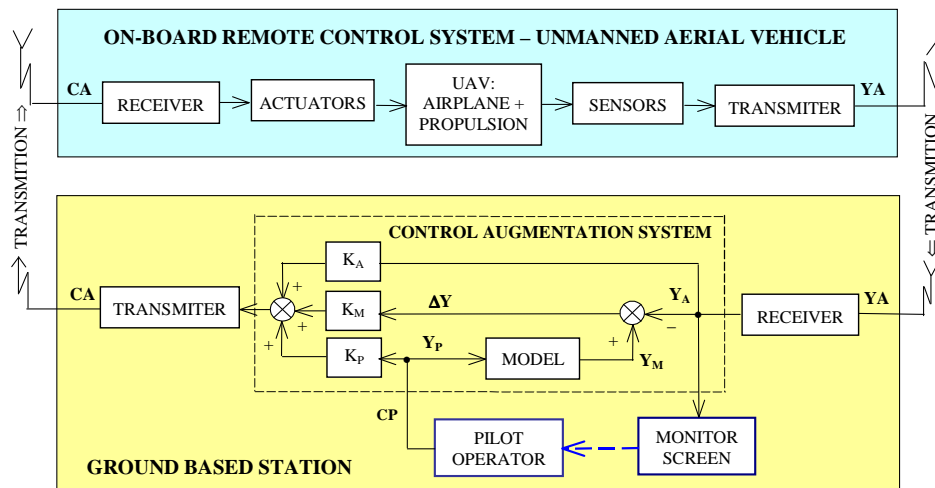


Fig. 1. Diagram of the model-following control augmentation system of UAV

Model-following design technique is a well-known method for a control system synthesis, and it is very often used in design practice [12-14]. In this paper the original modified version of the direct model-following method, based on computer modeling and simulation is applied, which was described in the previous publications, for example [15]. The properties of the optimal controller were calculated applying the indirect (implicit) model of the following method. The model of the following method allows shaping properties of the flight control systems that satisfactorily approximate those of the desired model of controlled aircraft. In this way, the expected handling qualities from the operator point of view can be reached. Choosing the different models of desired aircraft we can test the new control laws, which are proposed for implementation in the UAV control systems. Establishing desired properties of operator-controlled, but automatically augmented UAV requires selecting proper control system structure. On the basis of to-date experiments, a direct model-following control structure, presented in figure 1, has been chosen.

CAS algorithm matrices  $\mathbf{K} = [\mathbf{K}_A, \mathbf{K}_M, \mathbf{K}_P]^T$  are calculated using the simulation method of model following control system synthesis and computer simulation. It means that the non-linear model of UAV and actuators can be used on the design calculations. The solution of the classical linear problem for the problem's simplified version may be used as a first approximation of the desired solution. Finally, the non-linear programming method with the inequality constraint functions will be used for the sub-optimal control laws choosing. The difference between the real aircraft and the desired model performance is defined as (see Fig. 2):

$$\mathbf{E}(t) = \dot{\mathbf{Y}}_M - \dot{\mathbf{Y}}_A \quad (1)$$

This kind of error between desired (modeled) and real output signals represents differences on dynamic reaction of modeled and real aircraft. In general, the steady-state performance of aircraft should be established in another way. The control function  $\mathbf{U}(t)$  will be chosen to minimize the value of a quality control index

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{E}^T \mathbf{Q} \mathbf{E} + \mathbf{U}^T \mathbf{R} \mathbf{U}) dt \quad (2)$$

For suboptimal simplified model following controller with feedback from observability of output signals (UAV and model output signals) and operator input signal, the control law is described by the following equation (see Fig. 2):

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{U} &= \mathbf{K}_P \mathbf{Y}_P + \mathbf{K}_M \mathbf{Y}_M + \mathbf{K}_A \mathbf{Y}_A \quad or \\ \mathbf{U} &= \mathbf{K} \mathbf{Y}, \quad \mathbf{K} = [\mathbf{K}_P, \mathbf{K}_M, \mathbf{K}_A], \quad \mathbf{Y} = [\mathbf{Y}_P, \mathbf{Y}_M, \mathbf{Y}_A]^T \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

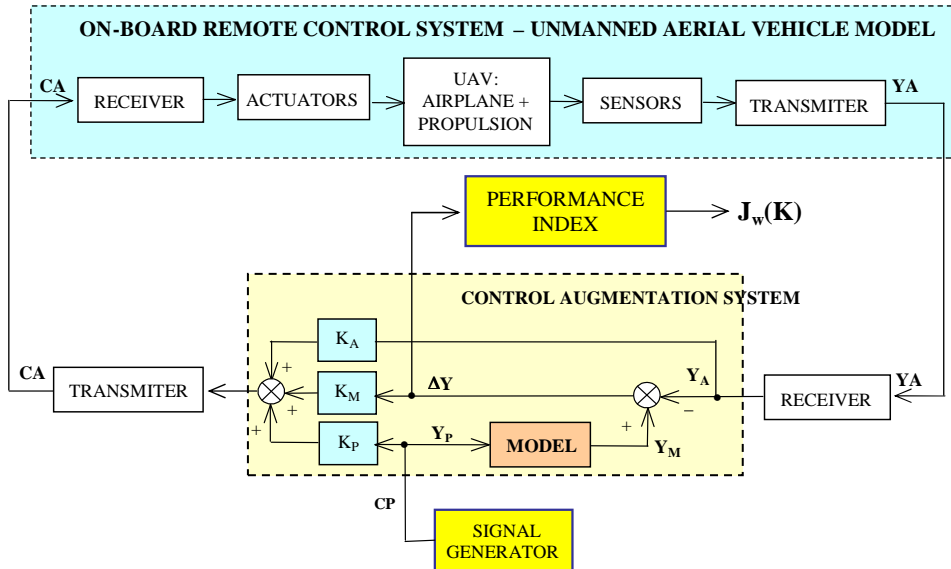


Fig. 2. Scheme of the model-following control augmentation system modeling

CAS controller matrices  $\mathbf{K}_i$  are calculated using the simulation method of model of following control system synthesis [15]. The method based on the computer simulation and employed the direct methods of the searching for the minimum of the performance index. The practical application becomes even more evident if we consider that in such a case a simplified linear model of the object's dynamics may be replaced with the full non-linear model. It is also possible to take into consideration many real-life restrictions, e.g. those concerning control signals. The solution of the classical linear problem for the problem's simplified version may be used as a first approximation of the desired solution. Finally, the non-linear programming method with the inequality constraint functions will be used for the sub-optimal control laws choosing [16]:

$$\mathbf{J}(\mathbf{K}) = \int_0^{T_f} (\mathbf{E}^T \mathbf{Q} \mathbf{E} + \mathbf{U}^T \mathbf{R} \mathbf{U}) dt \quad (4)$$

where:  $\mathbf{K} \in [\mathbf{K}^{\min}, \mathbf{K}^{\max}]$  – suboptimal value of the control matrix, lower and upper limitations of the gain matrix, respectively,  
 $T_f$  – finite period of integration, it is approximate equal period of the phugoid mode or the largest of the time constant of the aircraft motion.

In practice, because of the stability requirements, the modified version of performance index  $\mathbf{J}_w$  is used:

$$\mathbf{J}_w(\mathbf{K}) = \mathbf{J}(\mathbf{K}) + d \sum_{j=1}^p g^r_j \quad r_j = \text{real}(\lambda_j) \quad (5)$$

where:  $\lambda_j$  – eigenvalue of the linear approximation of the closed-loop control system,

$p$  – number of eigenvalues with  $\text{real}(\lambda_i) \geq 0$ ,

$d, g$  – parameters (weighting coefficients).

### 3. Numerical examples

At present a new version of the control system for medium size of the UAV (aerial observer) is designed at Rzeszow University of Technology. Figures 3÷6 show the results of the control augmentation system design calculation for MP-02A UAV project (piston engine, take-off mass  $m = 470$  kg, IAS = 70-220 km/h). The control augmentation system properties (described by matrix  $\mathbf{K}$ ) are calculated for approach to landing configuration (flaps in  $48^\circ$  position) with airspeed IAS = 24.9 m/s and vertical speed VS = 2.4 m/s. As „ideal model” of UAV the mathematical „ideal model with good performance” was applied [5]. It is evident that the reaction of the real MP-02A UAV for control stick deflection is similar to the reaction of the „ideal UAV”. The differences are not very important from the operator point of view because he is still active in the control loop and he can compensate the control errors (deviation from desired attitude). In other words, the dynamic properties of the controlled UAV are very similar to desired handling qualities.

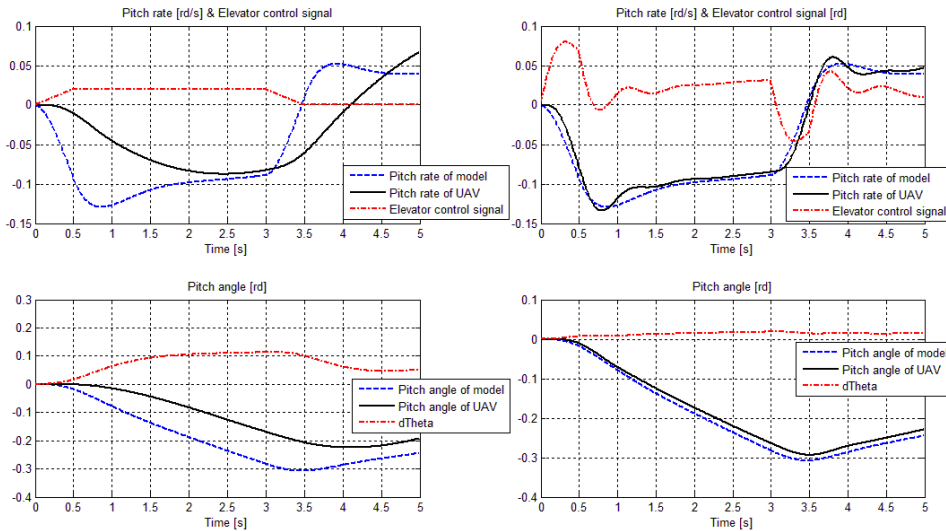


Fig. 3. Reaction of the augmented UAV on trapezoidal control signal – pitch channel

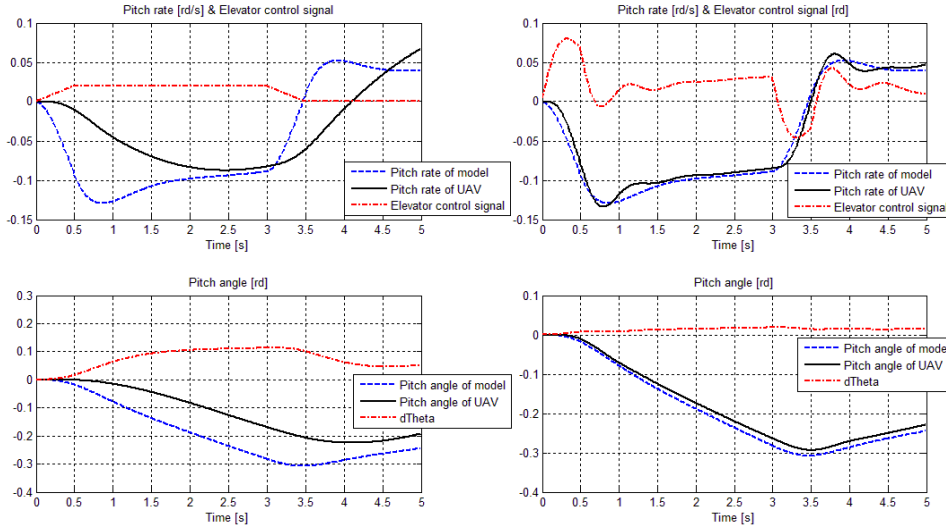


Fig. 4. Reaction of the augmented UAV on „3211” control signal – pitch channel

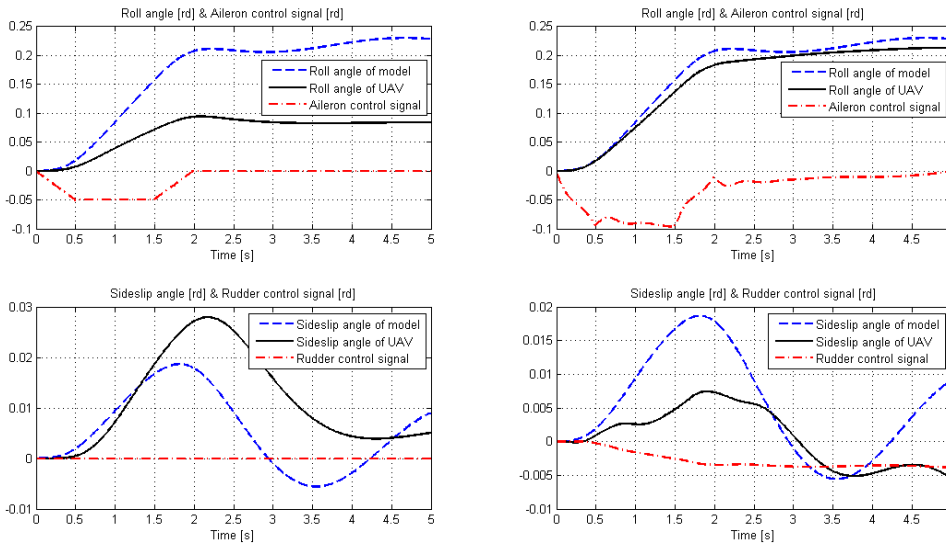


Fig. 5. Reaction of the augmented UAV on trapezoidal control signal – roll channel

Calculation was performed with Matlab-Simulink package. The operator's control signal has a trapezoidal shape in Figs. 3 and 5 and a typical shape used in flight testing named „3211” (or „2211”) for Figs. 4 and 6. Plots show the reaction of UAV and modeled „ideal aircraft” for landing configuration on the same operator's control signal. If the control system is switched on, the same operator's action causes different control signal generation, which activates actuator



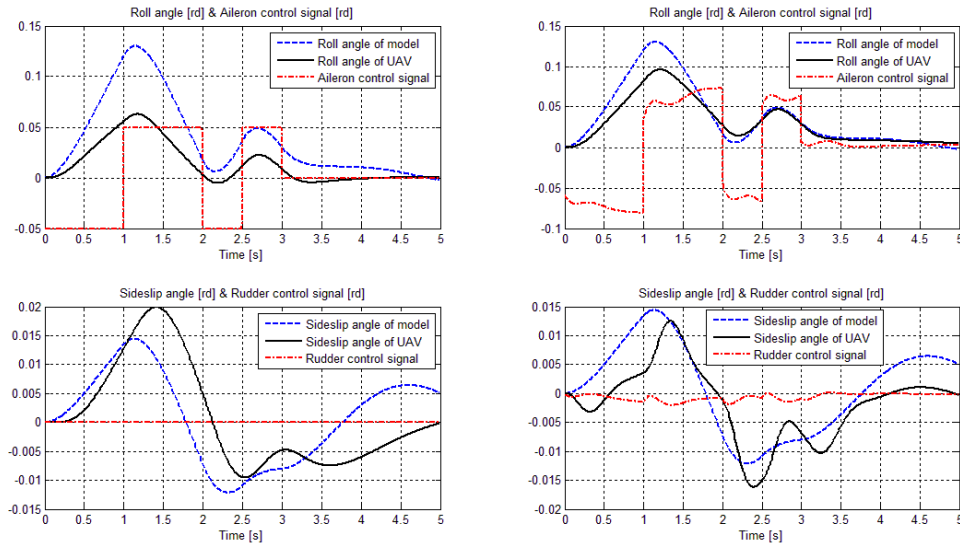


Fig. 6. Reaction of the augmented UAV on „2211” control signal – roll channel

of elevator (line CA, pictures on the right). The delay caused by actuator inertia is visible. Pitch rates and pitch angles of the model and the real UAV are very similar. In this way, from a pilot's point of view the augmented UAV reaction on control stick displacement is similar to „ideal” aircraft reaction on the same pilot action. It is possible to say that handling properties concern attitude orientation of the UAV is similar to modeled „ideal” aircraft.

The dynamic properties of the typical UAV are similar to handling qualities of classical aeroplanes. From the remote-piloted operator point of view the properties of the UAV defined as „rate control, attitude hold” are more useful [11, 17]. It means that control stick displacement causes change of UAV orientation (pitch rate or roll rate is generated) and new pitch and/or roll angles are stabilized after moving of the control stick to neutral position. This kind of „ideal UAV” is used in the analyzed examples. The next step in the handling qualities improving can be applied the active command stick. Some experience in this area is stored in the Department of Avionics and Control Systems [18].

#### 4. Summary

Results of the modeling and calculation show that the reaction in longitudinal and lateral motion of the UAV for operator's control stick displacement should be similar to the reaction of the modeled „ideal UAV”. It is possible to say that handling properties concern attitude orientation of the real UAV is similar to desired ones. The modeling and simulation technique is the good way for synthesis and evaluate of the handling qualities during UAV take-off and lan-

ding. The presented method of the control augmentation system properties calculations and numerical examples concern the remote steering of the unmanned aerial vehicles. Results of the calculation show that the reaction in longitudinal and lateral motion of the UAV for operator's control stick displacement should be similar to the reaction of the modeled „ideal UAV”. It is possible to say that handling properties concern attitude orientation of the real UAV is similar to desired ones. It means that it is possible to modify dynamic characteristics of the UAV in this way. From on-ground operator point of view the unmanned aerial vehicle dynamic properties can be acceptable. The safety flight, especially during take-off and landing phases, is possibility of success. The second reason for control augmentation system applying is standardization of the handling qualities of different unmanned aerial vehicles.

## References

- [1] Austin R.: Unmanned aircraft systems: UAVS Design. Development and Deployment, AIAA Education Series, 2010.
- [2] Bernhard R.K., Shappee E., Marshall D.M.: Introduction to unmanned aircraft systems. CRC Press, 2011.
- [3] Hamilton J.: UAVs: Unmanned aerial vehicles. ABDO, 2012.
- [4] Newcome L.R.: Unmanned aviation. Library of Flight, 2004.
- [5] Stevens B.L., Lewis F.L.: Aircraft control and simulation. J. Wiley & Sons, 2004.
- [6] Gruszecki J. (ed.): Unmanned aerial vehicles. Control and navigation systems. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2002 (in Polish).
- [7] Tomczyk A., Gruszecki J.: Preliminary project of the autonomous landing system for unmanned aircraft. AIAA-SAE Paper 99-01-5524, World Aviation Congress & Exposition, San Francisco 1999.
- [8] Tomczyk A.: In-flight tests of navigation and control system of unmanned aerial vehicle. Aircraft Eng. Aerospace Technol.: An Inter. J., 75 (2003), 581-587.
- [9] Tomczyk A.: Experimental fly-by-wire control system for general aviation aircraft. AIAA Paper No. 2003-5776, 2003.
- [10] Tomczyk A.: Facilitated airplane – project and preliminary in-flight experiments. Aerospace Sci. Technol., 8 (2004), 469-477.
- [11] Tomczyk A., Rzucidło P.: Indirect flight control systems for general aviation aircraft. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2011 (in Polish).
- [12] Astrom K.J., Wittenmark B.: Adaptive control. Addison-Wesley Publishing Company, 1989.
- [13] Huang C., Tylock J.: Comparison of modern model-following aircraft control techniques. AIAA-93-3843, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Monterey 1993, pp. 1274-1284.
- [14] Kreindler E., Rothschild D.: Model-following in linear-quadratic optimization. AIAA Journal, 14 (1976), 835-842.
- [15] Tomczyk A.: Digital flight control systems. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999 (in Polish).

- [16] Gill P.E., Murray W., Wright H.M.: Practical optimization. Academic Press, 1981.
- [17] Lambregts A.A.: Fundamentals of FBW augmented manual control. SAE Paper, SAE-2005-01-3419, 2005.
- [18] Pieniżek J.: Active command interfaces in fly-by-wire control. Systems Science, 34 (2008), 68-75.

### Acknowledgment

*This scientific work has been partly financed from the Polish scientific funds for years 2010-2012 as a development project No. OR00011611.*

## 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.*

# MECHANIKA, RUTMech – 2013

## Recenzenci współpracujący

|                                 |                                   |
|---------------------------------|-----------------------------------|
| Mihai BANICA (Rumunia)          | Jacek MUCHA                       |
| Grzegorz BUDZIK                 | Janusz NARKIEWICZ                 |
| Tadeusz CHMIELNIAK              | Zenon OPIEKUN                     |
| Peter CHUDÝ (Republika Czeska)  | Zbigniew PATER                    |
| Robert ČEP (Republika Czeska)   | Paweł PAWLUS                      |
| Bogusław DOŁĘGA                 | Jacek PIENIAŻEK                   |
| Edward S. DZIDOWSKI             | Tomasz ROGALSKI                   |
| Zbigniew DZIOPA                 | Paweł RZUCIDŁO                    |
| Emil EVIN (Słowacja)            | Stanislav RUSZ (Republika Czeska) |
| Milan FOREJT (Republika Czeska) | Leszek SKOCZYLAS                  |
| Wiesław FRĄCZ                   | Andrzej SKRZAT                    |
| Zdzisław GOSIEWSKI              | Mariusz SOBOLAK                   |
| František GREŠKOVIČ (Słowacja)  | Ján SLOTA (Słowacja)              |
| Jan GRUSZECKI                   | Emil SPIŠAK (Słowacja)            |
| Józef GRZYBOWSKI                | Dorota STADNICKA                  |
| Luboš KAŠČAK (Słowacja)         | Piotr STRZELCZYK                  |
| Zbigniew KLEPACKI               | Tomasz TRZEPIECIŃSKI              |
| Rafał KLUZ                      | Cezary SZCZEPAŃSKI                |
| Grzegorz KOPECKI                | Andrzej TOMCZYK                   |
| Zbigniew KORUBA                 | Miorita UNGUREANU (Rumunia)       |
| Mariusz KRAWCZYK                | Nicolae UNGUREANU (Rumunia)       |
| Stanisław KUT                   | Władysław ZIELECKI                |
| Jerzy MANEROWSKI                | Andrzej ŻYLUK                     |

Afiliacja recenzentów (poza danymi podanymi w nawiasach): Polska

Lista recenzentów została opublikowana w czwartym numerze czasopisma *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej* nr 288, *Mechanika* z. 85(4/13).

## Informacje dodatkowe

1. Lista recenzentów współpracujących jest opublikowana w czwartym numerze Zeszytów Naukowych Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika 85(4/13) oraz zamieszczona na stronie internetowej:  
<http://oficyna.portal.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika/>
2. Zasady recenzowania są udostępnione na stronie internetowej:  
<http://oficyna.portal.prz.edu.pl/zasady-recenzowania/>
3. Informacje dla autorów artykułów są udostępnione na stronie internetowej:  
<http://oficyna.portal.prz.edu.pl/informacje-dla-autorow/>
4. Formularz recenzji jest udostępniony na stronie internetowej:  
<http://oficyna.portal.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika/>
5. Instrukcja dla autorów omawiająca szczegółowo strukturę artykułu, jego układ, sposób przygotowywania materiału ilustracyjnego i piśmiennictwa jest zamieszczona na stronach internetowych:  
<http://oficyna.portal.prz.edu.pl/pl/instrukcja-dla-autorow/>  
oraz  
<http://oficyna.portal.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika/>  
w zakładce „Instrukcja dla autorów”.
6. Dane kontaktowe do redakcji czasopisma, adresy pocztowe i e-mail do przesłania artykułów oraz dane kontaktowe do wydawcy są podane na stronie internetowej (Komitet Redakcyjny):  
<http://oficyna.portal.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika/>