

ZESZYTY NAUKOWE
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

SCIENTIFIC LETTERS
OF RZESZOW UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

NR 288

(e-ISSN 2300-5211)

MECHANIKA

Kwartalnik

tom XXX

zeszyt 85 (nr 3/2013)

lipiec-wrzesień



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. 347

SPIS TREŚCI

Stanisław ANTAS: Dyfuzor rurkowy sprężarki promieniowej i osiowo-promieniowej.....	213
Zbigniew DZIOPA: Ocena wpływu manewrów obronnych celu na sterowanie rakieta.....	229
Krzysztof FALKOWSKI, Maciej HENZEL: Bezłożyskowe maszyny elektryczne w koncepcji <i>More Electric Aircraft</i>	239
Krzysztof FALKOWSKI, Krzysztof SIBILSKI: Zawieszenia magnetyczne w systemie startu i lądowania – projekt GABRIEL	249
Jerzy GRAFFSTEIN: Antykolizyjny system radarowy i jego współpraca z pokładowymi systemami automatycznego sterowania.....	259
Adam JAROSZEWICZ: Projekt koncepcyjny globalnego systemu nawigacyjnego dla Marsa.....	267
Mariusz KRAWCZYK, Jerzy GRAFFSTEIN: Propozycja systemu eliminującego szkodliwe oddziaływanie strumienia zaśmigłowego w samolotach turbośmigłowych	287
Sławomir MICHALAK, Jerzy BOROWSKI, Andrzej SZELMANOWSKI: Wybrane problemy badań nahełmowego systemu wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 Cyklop.....	297
Zbigniew MROTEK, Marek MŁYNARCZYK, Zdzisław SZYMAŃSKI: Problemy odwzorowania rzeczywistych charakterystyk zbiorników paliwa samolotu w warunkach laboratoryjnych.....	307
Aleksander OLEJNIK, Krzysztof FALKOWSKI, Maciej HENZEL: Możliwości badawcze zawiesznień magnetycznych w Laboratorium Badań Napędów Lotniczych WAT.....	317

Andrzej SZELMANOWSKI, Sławomir MICHALAK, Andrzej PAZUR: Nahełmowy system celowniczy NSC-1 Orion dla polskich śmigłowców wojskowych	327
Marcin ŻUGAJ: Automatyczna stabilizacja lotu samolotu o konfiguracji nieklasycznej	337
Informacje dodatkowe	347

Stanisław ANTAS¹

DYFUZOR RURKOWY SPRĘŻARKI PROMIENIOWEJ I OSIOWO-PROMIENIOWEJ

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

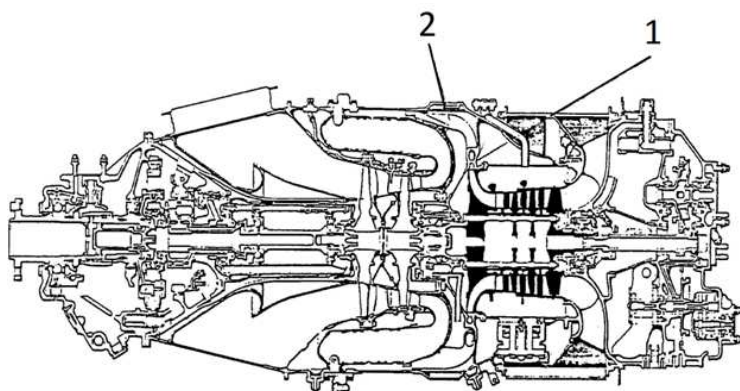
Słowa kluczowe: silnik turbinowy, sprężarka, dyfuzor rurkowy

1. Wprowadzenie

W wirniku sprężarki odśrodkowej do czynnika roboczego jest doprowadzana praca efektywna, w której duży udział stanowi przyrost energii kinetycznej strumienia ($C_2 \gg C_1$). Przy sprężu sprężarki $\pi_{SR}^* = 4$ prędkość bezwzględna na wylocie wirnika sięga wartości $C_2 \cong 420$ m/s ($M_{C_2} \cong 1,1$), natomiast w przypadku wyższych wartości sprężu $\pi_{SR}^* = 8,5$ prędkość bezwzględna jest wyższa i wynosi $C_2 \cong 525$ m/s, co odpowiada liczbie Macha $M_{C_2} = 1,2$. Naddźwiękowe prędkości wypływu z wirnika wymagają stosowania w konstrukcji sprężarki promieniowej efektywnie działających dyfuzorów w celu wyhamowania strumienia powietrza do prędkości niezbędnych ze względu na prawidłowe działanie komory spalania, zwykle $C_{KS} \leq 120 \div 160$ m/s ($0,1 < M_{KS} \leq 0,2$). Dyfuzor rurkowy jest klasycznym rozwiązaniem konstrukcyjnym dyfuzora, które ma zastosowanie w wielu konstrukcjach lotniczych silników turbinowych śmigłowych (PT6A-28 (rys. 1.), PT6A-50) i śmigłowcowych (PT6B, PW 206A) oraz dwu-

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

przepływowch klasy małego ciągu (JT15D-4, PW 308, PW 610) ze sprężarką osiowo-odśrodkową lub promieniową, produkowanych przez firmę Pratt & Whitney.



Rys. 1. Przekrój silnika śmigłowego PT6A-28: 1 – kadłub dyfuzora rurkowego, 2 – układ wylotowy sprężarki (dyfuzor zakrzywiony), na podstawie [1]

Fig. 1. Turbo-propeller engine PT6A-28 section: 1 – casing of pipe diffuser, 2 – exhaust system of compressor (controlled-contour diffuser), according to [1]

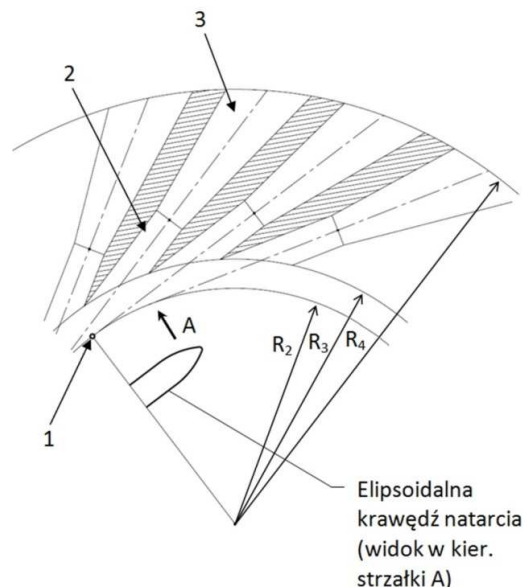
Należy podkreślić, że w dostępnej literaturze przedmiotu brak zarówno publikacji dotyczących kompleksowej analizy parametrów geometrycznych dyfuzora rurkowego, jak i wyznaczenia parametrów termicznych i kinematycznych strumienia przepływającego przez ten dyfuzor [2-4]. Ograniczona liczba publikacji dotyczy jedynie mniej lub bardziej szczegółowego opisu rozwiązania konstrukcyjnego tego dyfuzora [2, 3, 5-7] na podstawie informacji zawartych w patentach [8, 9]. Niewielka liczba informacji dotyczących dyfuzora rurkowego zmusiła autora niniejszej pracy do poszukiwania własnej drogi postępowania, która umożliwi operowanie zmianami parametrów geometrycznych i termogazodynamicznych czynnika w dyfuzorze rurkowym z dostateczną dokładnością dla praktyki inżynierskiej w projekcie koncepcyjnym sprężarki. W rezultacie spowodowało to konieczność opracowania oryginalnej metody analitycznej.

Dyfuzory rurkowe są szczególnie zalecane do stosowania w sprężarkach promieniowych o sprężu $\pi_s^* > 5$, ich bowiem sprawność jest wyższa od łopatkowych o 6-9% [3, 4], sięgając wartości 83% dla wysokich wartości liczb Macha M_3 . Zastosowanie sprężarek promieniowych w konstrukcji silników śmigłowych, śmigłowcowych i dwuprzepływowych wymaga minimalizacji średnic zewnętrznych dyfuzorów w celu uzyskania mniejszej masy sprężarki, w przypadku zaś wykorzystania konwencjonalnego dyfuzora łopatkowego lotniczego silnika dwuprzepływowego dodatkowo prowadzi to do wzrostu ciągu czołowe-

go. Zastosowanie konwencjonalnego dyfuzora łopatkowego przy niskich wartościach liczby Macha prędkości bezwzględnej na wlocie do komory spalania ($M_{KS} < 0,2$) pociąga za sobą uzyskiwanie większych średnic kanału wylotowego sprężarki, a zatem przekroju czołowego silnika, niż z wykorzystaniem dyfuzora rurkowego. Autorem patentu dyfuzora rurkowego z 1967 r. jest J.Ch. Vrana, pracownik firmy Pratt & Whitney [8].

2. Parametry geometryczne dyfuzora rurkowego

Dyfuzor rurkowy, zwany także wielostożkowym [7], jest umieszczany za dyfuzorem bezłopatkowym, spełniając rolę dyfuzora łopatkowego. Początkową część dyfuzora stanowi odcinek walcowy (gardziel), za którym znajduje się odcinek stożkowy (rys. 2.). Oś dyfuzora rurkowego powinna być styczna do okręgu wierzchołków łopatek wirnika sprężarki odśrodkowej, tzn. okręgu zakreślonego promieniem R_2 [8-10]. Wejściowa przednia krawędź kanału dyfuzora rurkowego w rezultacie przenikania skośnego walcowego otworu gardzieli z cylindryczną powierzchnią wlotową dyfuzora o promieniu R_3 jest trójwymiarowa o zarysie elipsoidalnym (rys. 3.). Umożliwia ona stopniowe dostosowanie strumienia wypływającego z koła wirnikowego, a następnie dyfuzora szczelinowego do przepływu przez część cylindryczną i stożkową dyfuzora. Układ wylotowy sprężarki z dyfuzorem rurkowym stanowi dyfuzor zakrzywiony – promieniowo-osioowy (ang. *diffusing trumpet* [11], *fishtail-shaped diffuser*, *controlled-contour diffuser* [12]). Rysunek 4. przedstawia trzy kanały dyfuzora rurkowego, których osie są styczne do okręgu zakreślonego promieniem R_2 w punktach A_1, A_2, A_3 .



Rys. 2. Schemat konstrukcji dyfuzora rurkowego: 1 – punkt styczności osi dyfuzora i okręgu wierzchołków łopatek wirnika, 2 – gardziel kanału dyfuzora rurkowego, 3 – stożek dyfuzora, na podstawie [4, 5]

Fig. 2. The construction scheme of the pipe diffuser: 1 – tangency point of diffuser axis and the impeller tip of radius, 2 – channel throat of pipe diffuser, 3 – diffuser cone, according to [4, 5]

Na rysunku zaznaczono charakterystyczne parametry geometryczne dyfuzora. Geometria kanału przepływowego dyfuzora rurkowego jest określona przez:

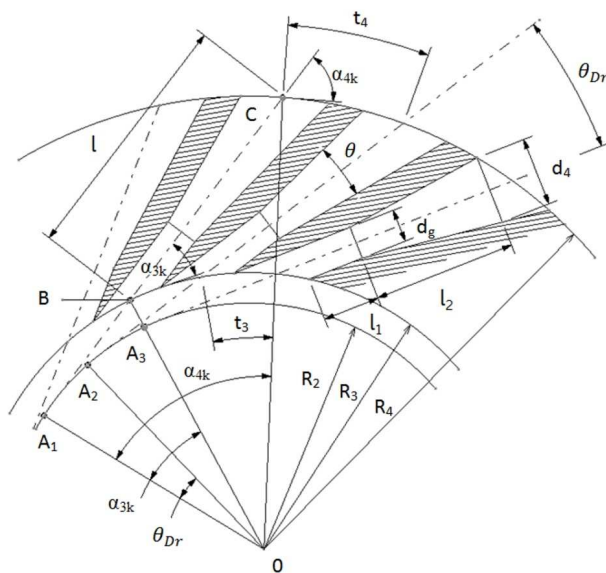
- średnicę wewnętrzną $D_3 = 2R_3$,
- średnicę zewnętrzną $D_4 = 2R_4$,

przy czym średnica wewnętrzna stanowi jednocześnie średnicę wylotową dyfuzora bezłopatkowego, jej wartość określa zaś geometria dyfuzora szczelinowe-



Rys. 3. Widok od strony wirnika elipsoidalnych krawędzi natarcia dyfuzora rurkowego (dzięki uprzejmości firmy Pratt & Whitney – dar dla Politechniki Rzeszowskiej)

Fig. 3. The view of elliptic leading-edge of the pipe diffuser from the rotor direction (thanks to the courtesy of Pratt & Whitney – donation for Rzeszów University of Technology)



Rys. 4. Charakterystyczne parametry geometryczne dyfuzora rurkowego

Fig. 4. Characteristic geometrical parameters of the pipe diffuser

go: $D_3/D_2 = 1,05 \div 1,1$ [10, 13]. Średnicę zewnętrzną dyfuzora rurkowego pierwszej i drugiej generacji wyznacza stosunek średnic: $D_4/D_3 = 1,20 \div 1,30$ [1, 5, 9], a w nowszych konstrukcjach $D_4/D_3 \leq 1,15 \div 1,20$ [1, 10, 14].

Ponieważ osie kanałów przepływowych dyfuzora rurkowego są styczne do okręgu o promieniu R_2 , trójkąty OA_1B oraz OA_1C są trójkątami prostokątnymi. Wykorzystując twierdzenie Pitagorasa, można zapisać związki z trójkąta OA_1B :

$$OA_1^2 + A_1B^2 = OB^2 \quad (1)$$

stąd

$$A_1B = \sqrt{OB^2 - OA_1^2} \quad (2)$$

lecz $OB = R_3$, natomiast $OA_1 = R_2$, a zatem:

$$A_1B = \sqrt{R_3^2 - R_2^2} \quad (3)$$

Z trójkąta OA_1C wynika relacja:

$$OA_1^2 + A_1C^2 = OC^2 \quad (4)$$

skąd

$$A_1C = \sqrt{OC^2 - OA_1^2}$$

gdzie $OC = R_4$, a więc

$$A_1C = \sqrt{R_4^2 - R_2^2} \quad (5)$$

Długość osi dyfuzora rurkowego wyznacza odcinek BC :

$$L = BC = A_1C - A_1B \quad (6)$$

Po uwzględnieniu formuł (3) oraz (5) uzyskuje się:

$$L = \sqrt{R_4^2 - R_2^2} - \sqrt{R_3^2 - R_2^2} \quad (7)$$

Liczba kanałów dyfuzora rurkowego zawiera się zwykle w przedziale $Z_{Dr} = 16 \div 34$ [10, 11, 14-16]. Przyjęcie liczby kanałów dyfuzora rurkowego Z_{Dr} umożliwia wyznaczenie kolejnych parametrów geometrycznych, takich jak:

1) podziałka dyfuzora rurkowego na wlocie

$$t_3 = \frac{\pi D_3}{Z_{Dr}} \quad (8)$$

i wylocie dyfuzora

$$t_4 = \frac{\pi D_4}{Z_{Dr}} \quad (9)$$

2) kąt środkowy osi kanałów dyfuzora w radianach

$$\theta_{Dr} = \frac{2\pi}{Z_{Dr}} \quad (10)$$

i stopniach

$$\theta_{Dr}^o = \frac{360}{Z_{Dr}} \quad (11)$$

Ponieważ punkty styczności osi sąsiednich kanałów dyfuzora A_1 oraz A_2 wyznacza kąt środkowy θ_{Dr} :

$$\sphericalangle A_1 O A_2 = \theta_{Dr}$$

osie sąsiednich kanałów są prostopadłe do ramion $A_1 O$ oraz $A_2 O$ kąta środkowego θ_{Dr} . Kąt zawarty między osiami sąsiednich kanałów jest zatem równy kątowi środkowemu θ_{Dr} (rys. 4.) jako kąty o ramionach prostopadłych.

Kąt konstrukcyjny wlotowy α_{3K} , zawarty między osią kanału dyfuzora a styczną do okręgu o promieniu R_3 i wierzchołku w punkcie B , ma ramiona prostopadłe do boków $A_1 O$ oraz BO trójkąta prostokątnego $A_1 O B$:

$$\alpha_{3K} = \sphericalangle A_1 O B,$$

stąd

$$\alpha_{3K} = \arccos \frac{R_2}{R_3} \quad (12)$$

Kąt natarcia stanowi różnicę kąta konstrukcyjnego oraz kąta kierunkowego prędkości bezwzględnej na wlocie:

$$i_3 = \alpha_{3K} - \alpha_3 \quad (13)$$

W celu uniknięcia oderwań kąt natarcia powinien zawierać się w granicach [4] dla $M_3 = 0,7 \div 1,2$, $i_3 = 0 \div 3^\circ$. Wyższe wartości $M_3 \cong 1,26$ występują w sprężarkach promieniowych o sprężu $\pi_s^* = 12$.

Wartości kąta kierunkowego prędkości bezwzględnej C_3 na wylocie dyfuzora bezłopatkowego α_3 określa się w trakcie obliczeń tego dyfuzora. Kąt konstrukcyjny na wylocie dyfuzora rurkowego:

$$\alpha_{4K} = \sphericalangle A_1 O C,$$

stąd

$$\alpha_{4K} = \arccos \frac{R_2}{R_4} \quad (14)$$

Należy zauważyć, że ponieważ promień R_4 okręgu jest zawsze prostopadły do stycznej okręgu o tym promieniu, otwory kanałów dyfuzora rurkowego wierci się pod kątem $(90^\circ - \alpha_{4K})$ od kierunku promieniowego (prosta OC).

Pole powierzchni przekroju pojedynczego kanału dyfuzora rurkowego na wlocie określa się z równania ciągłości:

$$F_{3,1} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_3^*}}{Z_{Drs} p_3^* \sin \alpha_3 q(\lambda_3) K_m} \quad (15)$$

gdzie współczynnik uwzględniający blokadę przekroju przez warstwę przyścienną oraz niejednorodny rozkład prędkości przepływu według autorów prac [2, 10, 11] dla tego zakresu liczb Macha $M_3 = 1,0 \div 1,2$ może przyjmować wartości $K_m = 0,82 \div 0,90$, natomiast stała pomocnicza w równaniu ciągłości:

$$s = \sqrt{\frac{k}{R}} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = 0,0404 \frac{\text{J}}{\text{kgK}}^{-1/2} \quad (16)$$

W relacji (16) R oznacza indywidualną stałą gazową powietrza. Parametry strumienia w przekroju (3-3) we wzorze (15) są znane z obliczeń dyfuzora bezłopatkowego. Średnica wlotowego kanału cylindrycznego (gardzieli) dyfuzora rurkowego jest wyznaczana z oczywistej relacji:

$$d_g = d_3 = \sqrt{\frac{4F_{3,1}}{\pi}} \quad (17)$$

Powinien więc być spełniony warunek $d_3 \approx b_3$ oraz

$$t_3 \approx \left(\frac{d_g}{\sin \alpha_{3K}} + g_N \right) \quad (18)$$

gdzie g_N – grubość krawędzi natarcia, $g_N \leq 0,08$ mm.

Średnica kanału wylotowego (części stożkowej) dyfuzora rurkowego:

$$d_4 = d_3 + 2l_2 \tan \frac{\theta}{2} \quad (19)$$

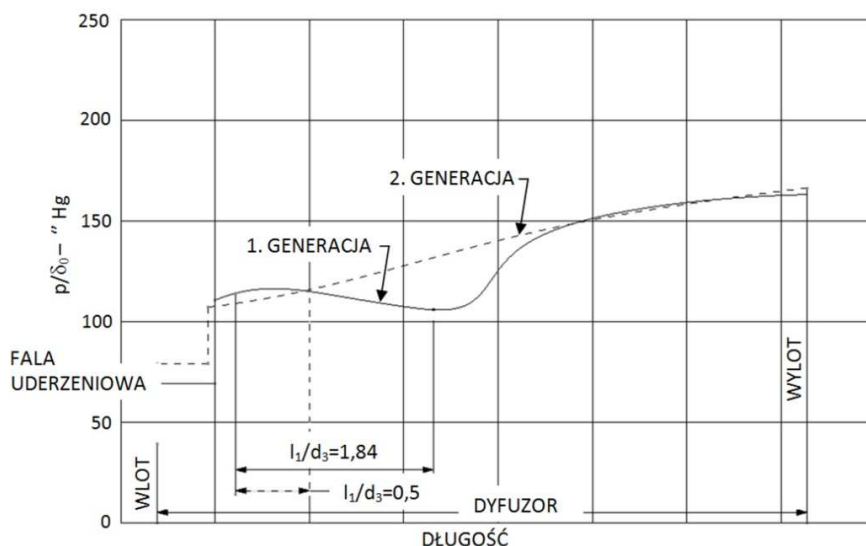
gdzie kąt rozwarcia stożkowej części dyfuzora rurkowego $\theta \leq 8^\circ$ [14, 16]. Wielkość zalecana: $\theta = 5 \div 6,5^\circ$.

Długość gardzieli dyfuzora rurkowego określa stosunek [3, 4]:

$$l_1/d_3 = 0,5 \div 1,84 \quad (20)$$

W dyfuzorach pierwszej generacji iloraz $l_1/d_3 = 1,84$, w drugiej zaś generacji 0,5.

Niższe wartości tego stosunku zapewniają w dyfuzorach rurkowych drugiej generacji ($l_1/d_3 = 0,5$) płynniejszy przebieg przyrostu ciśnienia statycznego wzdłuż długości. Ilustruje to rys. 5. zaczerpnięty z pracy [4]. Współczynnik korekcji ciśnienia δ_o jest stosunkiem ciśnienia otoczenia do ciśnienia normalnego.



Rys. 5. Porównanie przebiegu ciśnienia statycznego wzdłuż dyfuzora rurkowego pierwszej i drugiej generacji, na podstawie [4]

Fig. 5. Comparison of static pressure distributions along the pipe diffuser of first and second generation, according to [4]

Długość części stożkowej dyfuzora rurkowego można obliczyć z relacji:

$$l_2 = L - (l_1 + 0,5d_g \sin \alpha_{3K} + 0,5d_4 \sin \alpha_{4K}) \quad (21)$$

Zwykle dla dyfuzorów rurkowych pierwszej i drugiej generacji: $l_2 + l_1 = (4 \div 4,5)d_3$.

Pole powierzchni przekroju poprzecznego kanału części stożkowej dyfuzora rurkowego na wylocie oblicza się ze wzoru:

$$F_{4,1} = \frac{\pi d_4^2}{4} \quad (22)$$

Stopień dyfuzorowości kanału części stożkowej dyfuzora rurkowego:

$$\bar{F}_{4,3} = \frac{F_{4,1}}{F_{3,1}} \quad (23)$$

W formie uwagi można dodać, że jeśli osie kanałów dyfuzora rurkowego byłyby styczne do okręgu o promieniu różnym od R_2 [14] – $R'_2 \in (R_2, R_3)$, wówczas w relacjach (3), (5), (7) oraz (12) i (14) zamiast wartości promienia R_2 należy podstawić wartość promienia R'_2 .

3. Parametry strumienia na wylocie dyfuzora

Stopień strat ciśnienia spiętrzenia w dyfuzorze rurkowym wyznacza zależność [17]:

$$\sigma_{3,4} = \frac{p_4^*}{p_3^*} = 1 - \left(\frac{k}{k+1}\right) \xi_{3,4} \left[1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_3^2\right]^{\frac{1}{k-1}} \lambda_3^2 \quad (24)$$

gdzie współczynnik strat przepływu w dyfuzorze rurkowym

$$\xi_{3,4} = \frac{l_{r3,4}}{\frac{c_3^2}{2}} = \frac{p_3^* - p_4^*}{\frac{\rho_3 c_3^2}{2}} = \frac{1 - \sigma_{3,4}}{\frac{\rho_3^* \rho_3 c_3^2}{2}} \quad (25)$$

W relacji (25) $l_{r3,4}$ oznacza pracę pokonywania oporów tarcia w dyfuzorze rurkowym.

Wartość stopnia strat $\sigma_{3,4}$ można wyznaczyć, opierając się na względnej wartości strat ciśnienia spiętrzenia w dyfuzorze rurkowym definiowanej następująco:

$$\Delta \bar{p}_{3,4} = \frac{\Delta p_{3,4}^*}{p_3^*} = \frac{p_3^* - p_4^*}{p_3^*} = 1 - \sigma_{3,4} \quad (26)$$

Po uwzględnieniu wzoru (24):

$$\Delta \bar{p}_{3,4} = \frac{k}{k+1} \xi_{3,4} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_3^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda_3^2 \quad (27)$$

stopień zaś strat ciśnienia spiętrzenia w dyfuzorze rurkowym:

$$\sigma_{3,4} = 1 - \Delta \bar{p}_{3,4} \quad (28)$$

Rezultaty badań eksperymentalnych przebiegu funkcji $\Delta \bar{p}_{3,4} = f(\alpha_3, M_3)$ przedstawia rys. 6., na którym zaznaczono deformację pola prędkości na wlocie dyfuzora rurkowego uwidocznioną w różnicy wartości liczb Macha M_3 w obszarze gardzieli. Wyższe prędkości przepływu strumienia występują po stronie podciśnieniowej (dolna tworząca cylindrycznej gardzieli), niższe zaś po stronie nadciśnieniowej (górna tworząca walcowej gardzieli). Różnice wartości liczb Macha na wlocie są szczególnie widoczne w przypadkach $M_3 > 1$, wówczas w obszarze wejściowym części cylindrycznej dyfuzora rurkowego jest generowany układ skośnych fal uderzeniowych zamkniętych falą prostopadłą.

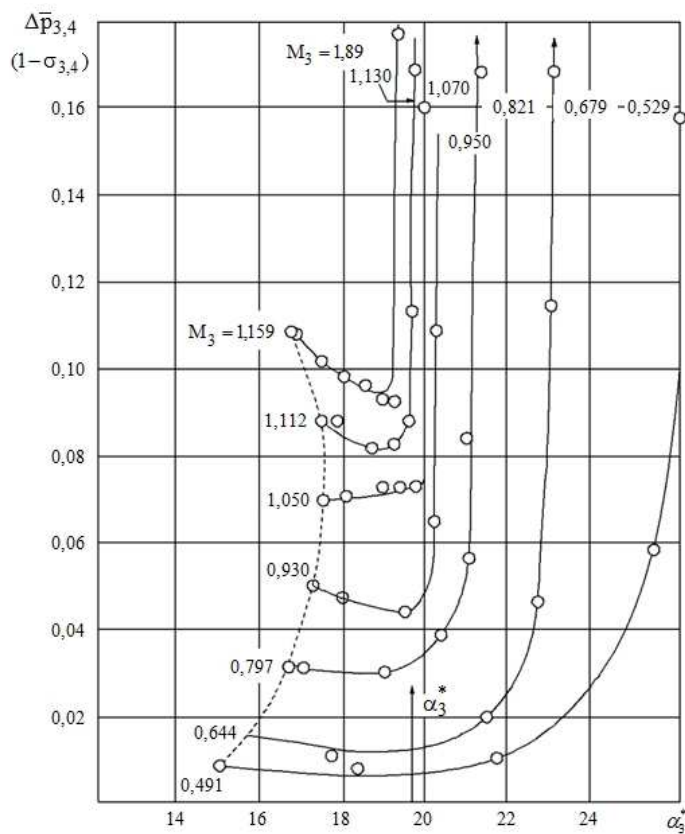
Ciśnienie spiętrzenia strumienia na wylocie z dyfuzora rurkowego wyznacza się z formuły:

$$p_4^* = \sigma_{3,4} p_3^* \quad (29)$$

Względna gęstość strumienia masy powietrza na wylocie z dyfuzora:

$$q(\lambda_4) = \frac{\dot{m} \sqrt{T_4^*}}{s Z_{DR} p_4^* F_{4,1} \sin \alpha_4 K_m} \quad (30)$$

gdzie kąt kierunkowy prędkości bezwzględnej $c_4: \alpha_4 = 90^\circ$, natomiast $K_m = 0,9 - 0,975$ [2].



Rys. 6. Zmiana względnej wartości strat ciśnienia spiętrzenia w dyfuzorze rurkowym $\Delta \bar{p}_{3,4}$ w zależności od kąta α_3 wyrażonego w stopniach oraz liczby Macha M_3 na wlocie, na podstawie [2]

Fig. 6. The change of the relative value of stagnation pressure losses in the pipe diffuser $\Delta \bar{p}_{3,4}$ versus inlet angle α_3 and Mach number M_3 , according to [2]

Liczba Laval'a prędkości bezwzględnej strumienia na wylocie dyfuzora rurkowego λ_4 jest wyznaczana z zależności definicyjnej względnej gęstości strumienia masy:

$$q(\lambda_4) = \lambda_4 \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_4^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (31)$$

lub za pomocą tablic funkcji gazodynamicznych [18].

Prędkość krytyczna dźwięku w przekroju wyjściowym:

$$a_{kr4} = \sqrt{\frac{2kR}{k+1} T_4^*} \quad (32)$$

gdzie

$$T_4^* = T_3^* \quad (33)$$

Prędkość bezwzględna strumienia na wylocie z dyfuzora rurkowego:

$$c_4 = \lambda_4 a_{kr4} \quad (34)$$

Gęstość powietrza w parametrach spiętrzenia na wylocie z dyfuzora rurkowego:

$$\rho_4^* = \frac{p_4^*}{RT_4^*} \quad (35)$$

Funkcja gazodynamiczna [18]:

- temperatury

$$\tau(\lambda_4) = 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_4^2 \quad (36)$$

- ciśnienia

$$\pi(\lambda_4) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_4^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (37)$$

- gęstości

$$\varepsilon(\lambda_4) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_4^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (38)$$

Temperatura statyczna strumienia na wyjściu z dyfuzora rurkowego:

$$T_4 = \tau(\lambda_4) T_4^* \quad (39)$$

Ciśnienie statyczne strumienia na wyjściu z dyfuzora rurkowego:

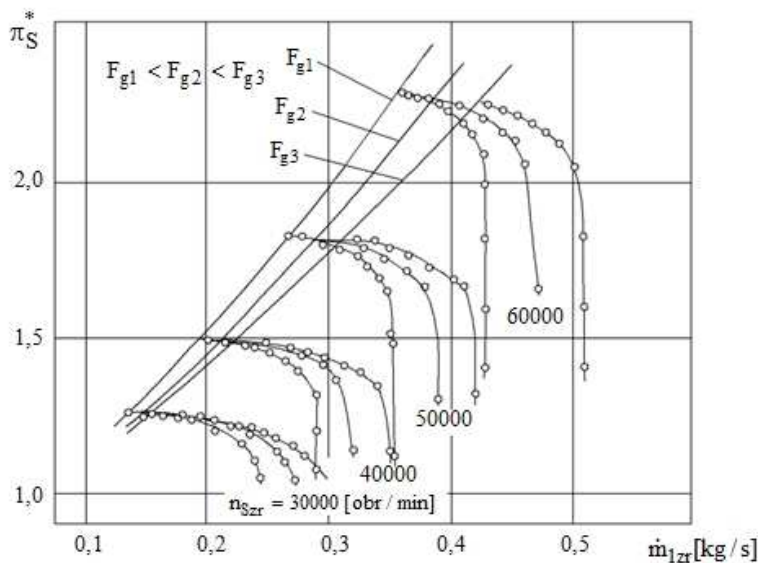
$$p_4 = \pi(\lambda_4)p_4^* \quad (40)$$

Gęstość statyczna strumienia na wyjściu z dyfuzora rurkowego:

$$\rho_4 = \rho_4^* \varepsilon(\lambda_4) \quad (41)$$

4. Uwagi końcowe

Na rysunku 7. pokazano zmierzone w Instytucie Lotnictwa w Warszawie charakterystyki sprężarki promieniowej z dyfuzorami rurkowymi Vransy o różnej przepustowości. Dyfuzory różniły się między sobą średnicą gardzieli, czyli polem powierzchni części cylindrycznej dyfuzora $F_g = F_{3,1}Z_{DR}$. Na podstawie przytoczonych przebiegów sprężu sprężarki w funkcji strumienia masy \dot{m}_{1zr} i zredukowanej prędkości obrotowej wirnika n_{Szr} można stwierdzić, że wraz ze zmniejszaniem pola powierzchni gardzieli dyfuzora rurkowego granica pracy statecznej przesuwa się w kierunku mniejszych wartości \dot{m}_{1zr} .

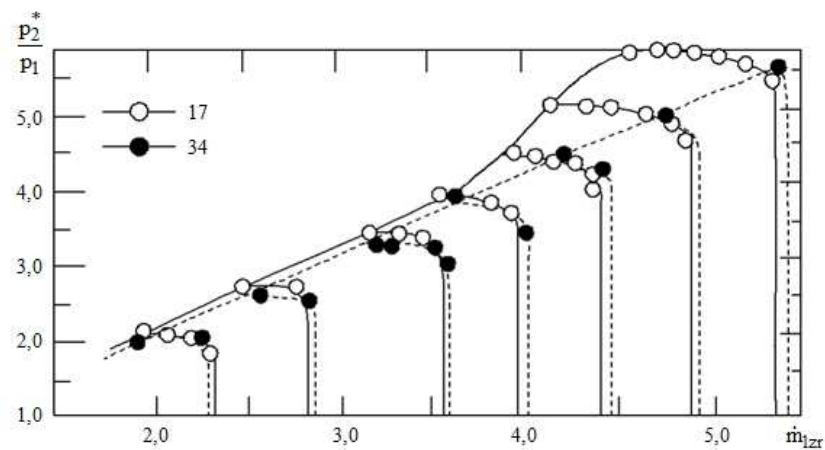


Rys. 7. Charakterystyki sprężarki odśrodkowej z dyfuzorami rurkowymi, na podstawie [19]

Fig. 7. The characteristics of centrifugal compressor with pipe diffusers, according to [19]

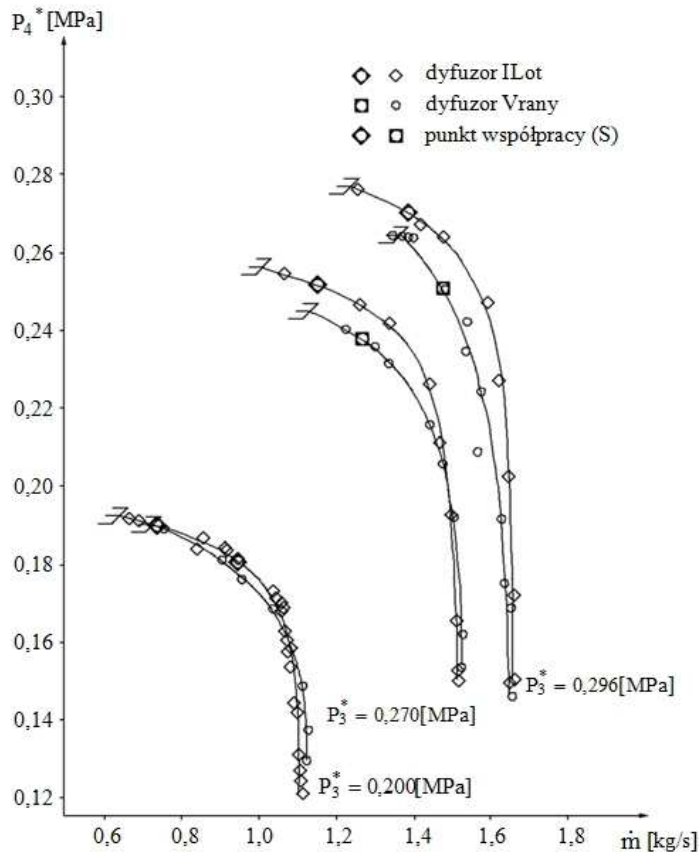
Użyteczny zakres pracy sprężarki odśrodkowej z dyfuzorami rurkowymi można również rozszerzyć przez zmniejszenie ich liczby, lecz przyczyną tego

rozwiązania nie są poznane, a przynajmniej nie są opublikowane [20]. Zagadnienie wpływu liczby dyfuzorów rurkowych na przebieg charakterystyk sprężarki było przedmiotem nielicznych badań eksperymentalnych. Przykładowe wyniki badań na ten temat zaczerpnięte z pracy [15] przedstawiono na rys. 8. Zmniejszenie liczby dyfuzorów rurkowych przesuwają granicę pompażu w lewo, rozszerzając użyteczny zakres pracy sprężarki. Badania eksperymentalne autorów pracy [10] potwierdziły spostrzeżenie Japikse'a. W Instytucie Lotnictwa w Warszawie przeprowadzono także badania porównawcze osiągnięć dyfuzora rurkowego V-rany z cylindryczną częścią wlotową oraz zmodyfikowanego dyfuzora rurkowego z krzywoliniowym zarysem części wlotowej [13]. Próby przeprowadzono przy trzech wartościach ciśnienia powietrza na wlocie do stoiskowej barokomory wyrównawczej, odpowiadające obliczeniowym warunkom napływu powietrza na wlocie do badanego dyfuzora $p_3^* = 0,27$ MPa oraz nieobliczeniowym zakresom pracy dyfuzora dla niższego i wyższego ciśnienia spiętrzenia powietrza na wlocie dyfuzora ($p_3^* = 0,2$ MPa, $p_3^* = 0,296$ MPa), czyli przy niższych i wyższych prędkościach napływu. Określone eksperymentalnie charakterystyki dyfuzora V-rany i dyfuzora zaprojektowanego w Instytucie Lotnictwa w Warszawie (dyfuzor ILot) przedstawiono na rys. 9. Odpowiednie wartości ciśnienia spiętrzenia powietrza na wylocie dyfuzorów p_4^* naniesiono na oś rzędnych (rys. 9.). Opracowana w Instytucie Lotnictwa konstrukcja dyfuzora rurkowego charakteryzuje się większą sprawnością oraz większym zakresem statecznej pracy w porównaniu z dyfuzorem V-rany.



Rys. 8. Porównanie przebiegu charakterystyk sprężarki odśrodkowej z różną liczbą dyfuzorów rurkowych, na podstawie [15]

Fig. 8. Comparison of the course for the characteristics of centrifugal compressor with various numbers of pipe diffusers, according to [15]



Rys. 9. Zestawienie charakterystyk dyfuzora Vrana i dyfuzora ILOT, na podstawie [13]

Fig. 9. Summary characteristics of the Vrana diffuser and the ILOT diffuser, according to [13]

Literatura

- [1] PT6 & ST6 Gas Turbine Engines. Status and Information Report. Pratt & Whitney Aircraft of Canada, Longueuil 1980.
- [2] Kenny D.P.: A comparison of the predicted and measured performance of high pressure ratio centrifugal compressor diffusers. ASME Paper no. 72-GT-54, 1972.
- [3] Kenny D.P., Morris R.E.: High pressure ratio centrifugal compressors for small gas turbine engines. 31st Meeting of the Propulsion and Energetics Panel of AGARD. Helicopter Propulsion Systems, Ottawa June 10-14, 1968.
- [4] Kenny D.P.: A novel low-cost diffuser for high performance centrifugal compressors transactions of the ASME Journal of Engineering for Power, January 1969, 37-47.

- [5] Cholscewnikow K.W.: Teorija i rasczot awiacionnych łopatocznych maszin. Maszinostrojenije, Moskwa 1970.
- [6] Japikse D.: Centrifugal compressors design and performance. Concepts ETI, 1996.
- [7] Tuliszka E.: Sprężarki, dmuchawy i wentylatory. WNT, Warszawa 1976.
- [8] Vrana J.C.: Diffuser for centrifugal compressor U. S Patent Office no. 3333762, August 1 1967.
- [9] Jarosz S., Kenny D.P., Vrana J.C.: Maszyna przepływowa odśrodkowa, zwłaszcza sprężarka odśrodkowa. Urząd patentowy PRL. Opis patentowy nr 71428, 20.09.1974.
- [10] Benett I., Tournlidakis A., Elder R.L.: The design and analysis of pipe diffusers for centrifugal compressors. Proc. of the Institution of Mechanical Engineers. Part A. Journal of Power and Energy, 214, 2000, 87-96.
- [11] Blair L.W., Russo C.J.: Compact diffusers for centrifugal compressors. Journal of Aircraft, 19 (1), 1982, 46-51.
- [12] Yaras M.I., Orsi P.: Effects of periodic inflow unsteadiness on the time averaged velocity field and pressure recovery of a diffusing bend with strong curvature. Journal of Fluids Engineering, 126 (2), 2004, 229-238.
- [13] Kawalec K.: Sprężarka promieniowa o wysokim sprężu. Prace Instytutu Lotnictwa, 151 (4), 1997, 208-214.
- [14] Reeves G.B.: Design and performance of selected pipe-type diffusers. ASME Paper No. 77-GT-104, 1977.
- [15] Japikse D.: The influence of diffuser inlet pressure fields on the range and durability of centrifugal compressor stages. AGARD Conference, Brussels 1980.
- [16] Salvage J.W.: Variable geometry pipe diffusers. Journal of Turbomachinery, 119, October 1997, 831-838.
- [17] Bielousow A.N., Musatkin N.F., Radko W.M.: Teoria i rasczot awiacionnych łopatocznych maszin. Samaskij Gosudarstwiennyj Aerokosmiczeskij Institut, Samara 2003.
- [18] Antas S., Lesikiewicz A.: Teoria silników przepływowych. Funkcje gazodynamiczne. Wydawnictwo Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1987.
- [19] Białowas J., Kolarzyk J.: Przebieg i wyniki badań okołodźwiękowych dyfuzorów promieniowych nowego typu. IV Konferencja Naukowo-Techniczna nt. Technologia Przepływowych Maszyn Wirnikowych, Rzeszów 1978, 538-552.
- [20] Antas S.: Ocena wpływu wybranych metod modyfikacji maszyn wirnikowych turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych na zapas statecznej pracy sprężarki. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2006.

PIPE DIFFUSER FOR RADIAL AND AXIAL-CENTRIFUGAL COMPRESSOR

Abstract

The low-cost pipe diffuser based upon discrete drilling has been developed by Pratt & Whitney for high performance radial and axial-centrifugal compressor. These discrete drillings

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

Keywords: turbine engine, compressor, pipe diffuser

DOI:10.7862/rm.2013.20

Otrzymano/received: 15.04.2013

Zaakceptowano/accepted: 12.08.2013

Zbigniew DZIOPA¹

OCENA WPŁYWU MANEWRÓW OBRONNYCH CELU NA STEROWANIE RAKIETĄ

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

Słowa kluczowe: rakieta, samonaprowadzanie, sterowanie gazodynamiczne

1. Wprowadzenie

Obiektem poddanym analizie jest przeciwlotniczy pocisk raketowy bliskiego zasięgu samonaprowadzający się na cel. Rakieta w trakcie lotu obraca się wokół osi podłużnej. Ruch obrotowy korpusu rakiety jest warunkiem niezbędnym do realizacji sterowania, ponieważ jest zastosowana aparatura jednokana-

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

łowa. Układ sterowania pracuje w trybie przekaźnikowym, generując siłę wypadkową po każdym obrocie rakiety. Autopilot jest wyposażony w parę sterów aerodynamicznych i układ dwóch silniczków gazodynamicznych. Zastosowany układ wykonawczy zapewnia przerzut sterów z położenia skrajnych oraz wybór jednego z dwóch silniczków gazodynamicznych.

Dla tej klasy rakiet są określane tzw. obszary skutecznego strzelania [1]. Dysponując takim obszarem, operatorowi jest łatwiej podjąć właściwą decyzję co do chwili wystrzelenia rakiety. Kształt i wymiary obszaru są uzależnione od parametrów charakteryzujących ruch celu. Najczęściej jest przyjmowana opcja, że cel porusza się ruchem prostoliniowym ze stałą prędkością i zbliża się do pocisku z przedniej półsfery PPS lub z tylnej półsfery TPS. W przypadku braku wcześniejszej informacji o nadlatującym nieprzyjacielu element zaskoczenia może prowadzić do błędnej oceny obszaru skutecznego strzelania. Jest to szczególnie trudne, jeżeli cel wykonuje manewr obronny.

Celem pracy jest ocena możliwości zestrzelenia celu w warunkach niekorzystnych dla układu sterowania rakieta. W początkowej fazie lotu pocisku ze względu na jego małą prędkość generowana aerodynamiczna siła sterująca nie pozwala na uzyskanie trajektorii o dużej krzywiznie. Wykonanie manewru przez rakieta jest zatem ograniczone przez możliwości układu sterowania. Korzystniejszą trajektorię lotu rakiety uzyskuje się po wprowadzeniu sterowania gazodynamicznego. Dzięki sile gazodynamicznej pocisk szybciej wypracowuje właściwy kąt wyprzedzenia lub porusza się po torze o większej krzywiznie. Pozwala to na osiągnięcie celu w sytuacjach mniej korzystnych.

2. Model pocisku raketowego

Rakieta jest traktowana jako układ zmienny w czasie [2]. Zgodnie z założeniami teorii dotyczącej układu zmiennego w czasie do opisu ruchu takiego obiektu można zastosować równania ruchu ciała sztywnego, ale należy dodatkowo uwzględnić występowanie tzw. sił i momentów reaktywnych oraz zmianę parametrów charakteryzujących bezwładność. Nie wszystkie działające w takim układzie siły reaktywne powodują istotne zmiany położenia rakiety. Racjonalne jest pominięcie sił mało znaczących. W związku z tym podczas formułowania modelu rakiety uwzględniono następujące założenia:

1. Jedynym składnikiem siły reaktywnej jest ciąg silnika raketowego.
2. Masa i momenty bezwładności rakiety są funkcjami czasu.
3. Środek masy rakiety przemieszcza się wzdłuż osi podłużnej korpusu.

Równania lotu rakiety są formułowane w układzie odniesienia związanym z Ziemią. Przyjęto, że jest on układem inercyjnym. Ze względu na bardzo obszerny model matematyczny pocisku raketowego przedstawiono tylko zależności reprezentujące równania ruchu w postaci ogólnej. Poszczególne parametry występujące w równaniach ruchu są opisane funkcjami lub stanowią zależności empiryczne, które podczas procesu symulacji numerycznej są aproksymowane.

Równania postępowej części ruchu w układzie współrzędnych związanym z przepływem $S_p x_p y_p z_p$:

$$\begin{aligned} m_p \dot{V}_p = & P_{sm} \left[\sin \varphi_p^o \sin \gamma_p^o + \cos \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) \right] - P_{gp} \cos \gamma_p^o \sin \gamma_p^o + \\ & + P_{sg} \left\{ \sin \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) - \cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \right] - \cos \varphi_p^p \cos \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\} + \\ & + P_{ax} \left[\sin \varphi_p^o \sin \gamma_p^o + \cos \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) \right] + \\ & + P_{ay} \left\{ \sin \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) - \cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \right] - \cos \varphi_p^p \cos \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\} + \\ & + P_{az} \left\{ \cos \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) - \cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \right] + \sin \varphi_p^p \cos \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} m_p V_p \dot{\gamma}_p \cos \gamma_p^o = & P_{sm} \cos \varphi_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) + P_{gp} \cos \gamma_p^o + \\ & + P_{sg} \left[\sin \varphi_p^p \sin \varphi_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) + \cos \varphi_p^p \cos (\varphi_p - \gamma_p) \right] + P_{ax} \cos \varphi_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) + \\ & + P_{ay} \left[\sin \varphi_p^p \sin \varphi_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) + \cos \varphi_p^p \cos (\varphi_p - \gamma_p) \right] + \\ & + P_{az} \left[\cos \varphi_p^p \sin \varphi_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) - \sin \varphi_p^p \cos (\varphi_p - \gamma_p) \right], \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} m_p V_p \dot{\gamma}_p^o = & P_{sm} \left[\cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) - \sin \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \right] - P_{gp} \sin \gamma_p^o \sin \gamma_p^o + \\ & + P_{sg} \left\{ \sin \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) + \cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \right] - \cos \varphi_p^p \sin \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\} + \\ & + P_{ax} \left[\cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) - \sin \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \right] + \\ & + P_{ay} \left\{ \sin \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) + \cos \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \right] - \cos \varphi_p^p \sin \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\} + \\ & + P_{az} \left\{ \cos \varphi_p^p \left[\sin \varphi_p^o \sin \gamma_p^o \cos (\varphi_p - \gamma_p) + \cos \varphi_p^o \cos \gamma_p^o \right] + \sin \varphi_p^p \sin \gamma_p^o \sin (\varphi_p - \gamma_p) \right\}. \end{aligned}$$

Równania kulistej części ruchu w układzie współrzędnych związanym z rakieta $S_p x_p y_p z_p$:

$$\begin{aligned} I_{px} \dot{\omega}_{px} + (I_{pz} - I_{py}) \omega_{py} \omega_{pz} &= M_{ax}, \\ I_{py} \dot{\omega}_{py} + (I_{px} - I_{pz}) \omega_{px} \omega_{pz} &= M_{ay}, \\ I_{pz} \dot{\omega}_{pz} + (I_{py} - I_{px}) \omega_{px} \omega_{py} &= M_{az} + I_b P_{sg}, \end{aligned}$$

gdzie: V_p – prędkość środka masy rakiety,

γ_p, γ_p^o – kąt pochylenia, odchylenia wektora prędkości rakiety,

$\varphi_p, \varphi_p^o, \varphi_p^p$ – kąt pochylenia, odchylenia, przechylenia korpusu rakiety,

$\omega_{px}, \omega_{py}, \omega_{pz}$ – składowe wektora prędkości kątowej rakiety,

m_p – masa rakiety,

I_{px}, I_{py}, I_{pz} – główne centralne momenty bezwładności rakiety,
 l_b – odległość między położeniem silnika sterującego a środkiem masy,
 P_{ax}, P_{ay}, P_{az} – składowe wektora siły aerodynamicznej,
 M_{ax}, M_{ay}, M_{az} – składowe wektora momentu aerodynamicznego,
 P_{gp} – siła ciężkości,
 P_{sm} – ciąg silnika raketowego,
 P_{sg} – siła generowana przez silnik sterujący.

Równania określające sygnał sterowania położeniem pary sterów aerodynamicznych oraz uruchomieniem odpowiedniego silniczka gazodynamicznego zostały przedstawione w opracowaniach [3-5].

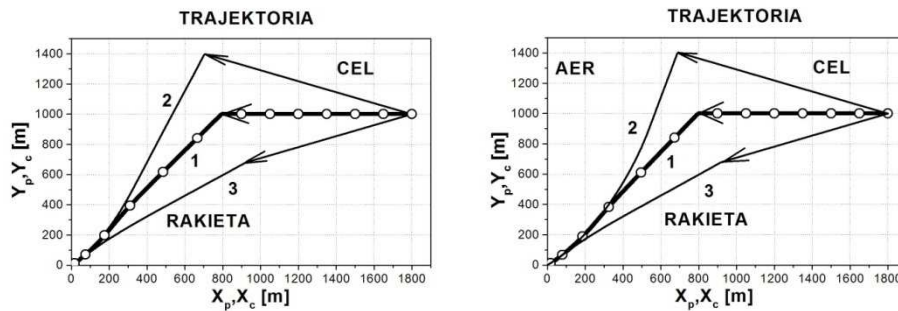
3. Symulacja numeryczna i analiza wyników

Ze względu na poglądowy charakter wyników zostały rozważone przypadki ruchu w płaszczyźnie pionowej. Przestrzenny ruch wprowadza zbyt wiele wariantów, które wymagają obszernego opracowania, a ruch w płaszczyźnie pionowej jest częstym przypadkiem występującym w warunkach rzeczywistych.

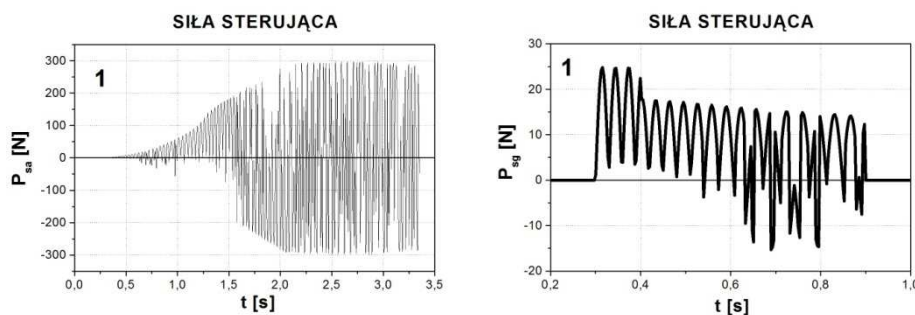
Przedstawione zostaną przykładowe wyniki przeprowadzonej symulacji numerycznej lotu rakiety bliskiego zasięgu samonaprowadzającej się na cel z wykorzystaniem jednokanałowego sterowania z gazodynamiczną korektą i bez takiej korekty toru w pierwszej fazie ruchu. Jeżeli sterowanie jest wyłącznie aerodynamiczne, to rysunki zawierają napis AER, natomiast w przypadku sterowania hybrydowego aerogazodynamicznego brak jest takiego napisu. Wyniki obejmują siedem wariantów lotu celu podczas strzelania rakieta z PPS. Na rysunkach 1÷10. warianty są oznaczone numerami od 1 do 7.

Na rysunku 1. są przedstawione trajektorie lotu rakiety podczas strzelania do celu z PPS dla 1., 2. i 3. wariantu lotu celu przy naprowadzaniu hybrydowym i wyłącznie aerodynamicznym. W przypadku sterowania aerogazodynamicznego właściwy kąt wyprzedzenia jest wypracowywany wcześniej, a rakieta porusza się do celu, realizując tor prostoliniowy. Rakieta startuje z tzw. obszaru skutecznego strzelania i w każdym przypadku cel zostaje osiągnięty. Rysunki 2-4. przedstawiają przebieg zmienności aerodynamicznej i gazodynamicznej siły sterującej dla 1., 2. i 3. wariantu lotu celu przy naprowadzaniu hybrydowym. W każdym przypadku w pierwszej fazie lotu jest generowana maksymalna aerodynamiczna siła sterująca P_{sa} . Czas lotu rakiety z taką siłą jest inny dla każdego wariantu. Najszybciej właściwy kąt wyprzedzenia jest wypracowany dla wariantu 3., następnie 1., a na końcu 2. Następnie w każdym przypadku jest generowana zerowa aerodynamiczna siła sterująca lub siła wynikająca z niewielkiej korekty trajektorii lotu rakiety. Siła gazodynamiczna P_{sg} wprowadza dodatkową korektę trajektorii lotu rakiety w fazie pierwszej. Przebieg zmienności tej siły w każdym przypadku jest inny: dla wariantu 3. maksymalna sterująca siła gazo-

dynamiczna zmienia swój kierunek, próbując odpowiednio utrzymać trajektorię lotu rakiety, dla wariantu 1. jest generowana zarówno maksymalna, jak i zerowa gazodynamiczna siła sterująca, natomiast dla wariantu 2. maksymalna sterująca siła gazodynamiczna działa w jednym kierunku, próbując zakrzywić tor lotu do góry.

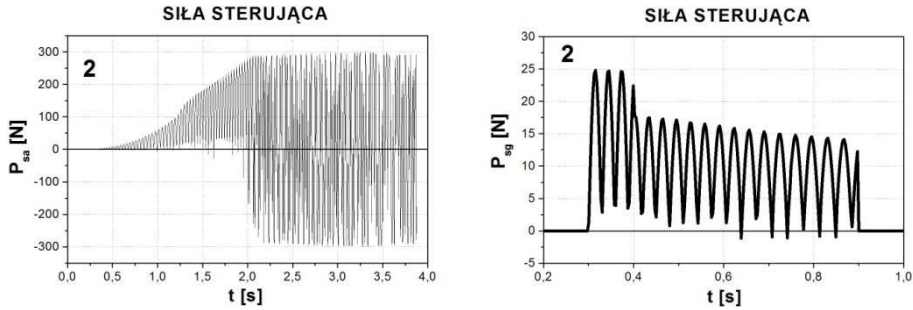


Rys. 1. Trajektoria lotu rakiety przy strzelaniu do celu z PPS dla 1., 2. i 3. wariantu lotu celu
Fig. 1. Missile flight trajectory while shooting to the target for 1, 2 and 3 variant of the target flight

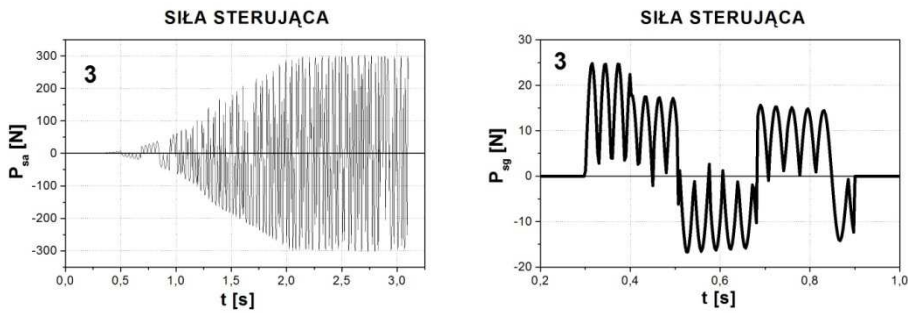


Rys. 2. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 1. wariantu lotu celu
Fig. 2. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 1 variant of the target flight

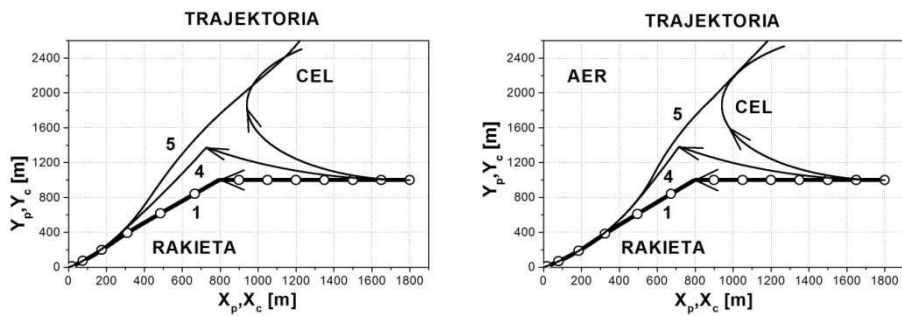
Na rysunku 5. są przedstawione trajektorie lotu rakiety przy strzelaniu do celu z PPS dla 1., 4. i 5. wariantu lotu celu przy naprowadzaniu hybrydowym i wyłącznie aerodynamicznym. Podobnie jak dla wariantów 1., 2. i 3., dla wariantów 4. i 5. w przypadku sterowania aerogazodynamicznego kąt wyprzedzenia jest wcześniej wypracowywany. Mimo że rakieta startuje z tzw. obszaru skutecznego strzelania, w przypadku wariantu 5. rakieta nie osiąga celu, mijając go w zbyt dużej odległości. Na rysunkach 6. i 7. jest przedstawiony przebieg



Rys. 3. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 2. wariantu lotu celu
 Fig. 3. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 2 variant of the target flight

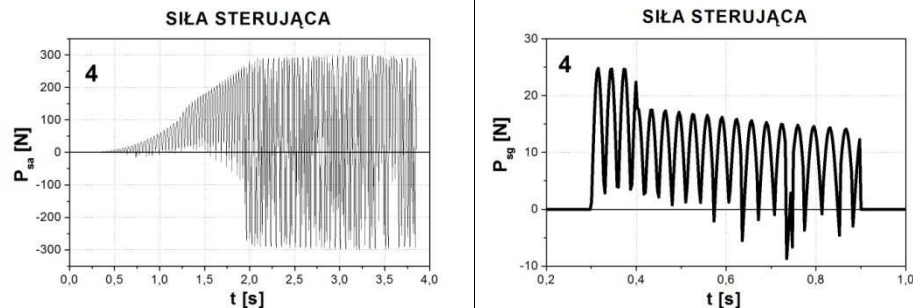


Rys. 4. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 3. wariantu lotu celu
 Fig. 4. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 3 variant of the target flight



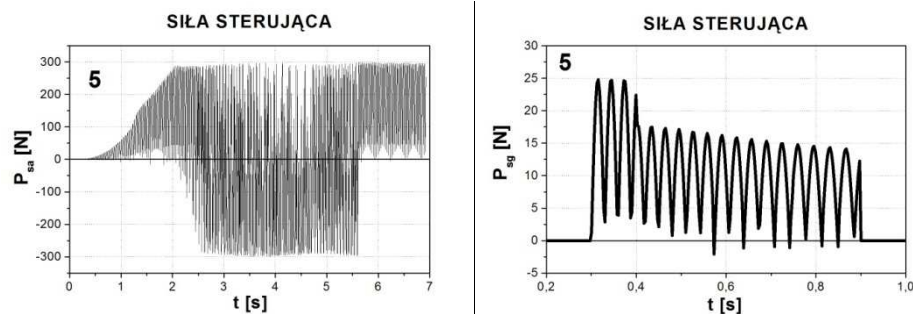
Rys. 5. Trajektoria lotu rakiety przy strzelaniu do celu z PPS dla 1., 4. i 5. wariantu lotu celu
 Fig. 5. Missile flight trajectory while shooting to the target for 1, 4 and 5 variant of the target flight

zmienności aerodynamicznej i gazodynamicznej siły sterującej dla 4. i 5. wariantu lotu celu przy naprowadzaniu hybrydowym. W każdym przypadku w pierwszej fazie lotu jest generowana maksymalna aerodynamiczna siła steru-



Rys. 6. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 4. wariantu lotu celu

Fig. 6. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 4 variant of the target flight

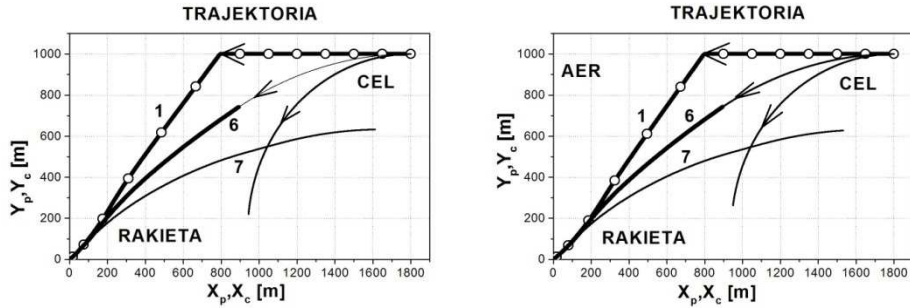


Rys. 7. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 5. wariantu lotu celu

Fig. 7. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 5 variant of the target flight

jąca P_{sa} . Czas lotu rakiety z taką siłą jest inny dla każdego wariantu. Najszybciej właściwy kąt wyprzedzenia jest wypracowany dla wariantu 1., następnie 4., a na końcu 5. Następnie w każdym przypadku jest wytwarzana zerowa aerodynamiczna siła sterująca lub siła wynikająca z korekty trajektorii lotu rakiety. W przypadku wariantu 5. rakietę po ominięciu celu usiłuje ponowić próbę trafienia, generując maksymalną aerodynamiczną siłą sterującą zakrzywiającą tor lotu do góry. Przebieg zmienności gazodynamicznej siły sterującej P_{sg} dla wariantów 4. i 5. jest zbliżony. W obu przypadkach jest generowana maksymalna gazodynamiczna siła sterująca działająca w jednym kierunku, próbując zakrzywić tor lotu do góry.

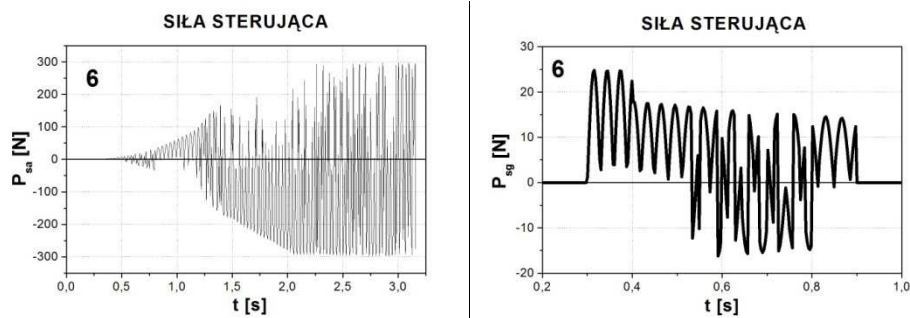
Na rysunku 8. są przedstawione trajektorie lotu rakiety przy strzelaniu do celu z PPS dla 1., 6. i 7. wariantu lotu celu przy naprowadzaniu hybrydowym i wyłącznie aerodynamicznym. W przypadku wariantów 6. i 7. nie ma wyraźnej różnicy między sterowaniem hybrydowym a sterowaniem aerodynamicznym. Mimo że rakietę startuje z tzw. obszaru skutecznego strzelania, w przypadku wariantu 7. rakietę nie osiąga celu, mijając go w zbyt dużej odległości.



Rys. 8. Trajektoria lotu rakiety przy strzelaniu do celu z PPS dla 1., 6. i 7. wariantu lotu celu

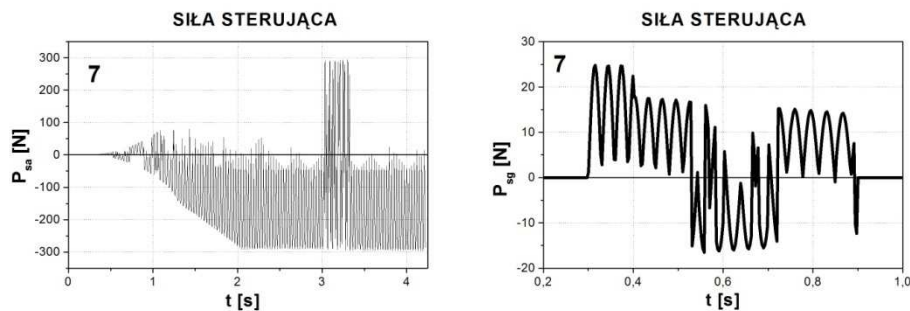
Fig. 8. Missile flight trajectory while shooting to the target for 1, 6 and 7 variant of the target flight

Na rysunkach 9. i 10. jest przedstawiony przebieg zmienności aerodynamicznej i gazodynamicznej siły sterującej dla 6. i 7. wariantu lotu celu przy nrowadzaniu hybrydowym. W każdym przypadku w pierwszej fazie lotu jest



Rys. 9. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 6. wariantu lotu celu

Fig. 9. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 6 variant of the target flight



Rys. 10. Aerodynamiczna i gazodynamiczna siła sterująca dla 7. wariantu lotu celu

Fig. 10. The aerodynamic and gas-dynamic control force for 7 variant of the target flight

generowana maksymalna aerodynamiczna siła sterująca P_{sa} . Czas lotu rakiety z taką siłą jest inny dla każdego wariantu. Najszybciej właściwy kąt wyprzedzenia jest wypracowany dla wariantu 6., następnie 1., a na końcu 7. Następnie w każdym przypadku jest generowana zerowa aerodynamiczna siła sterująca lub siła wynikająca z korekty trajektorii lotu rakiety. W przypadku wariantu 7. rakietą prawie w całym zakresie lotu porusza się z maksymalną aerodynamiczną siłą sterującą. Po ominięciu celu usiłuje ponowić próbę trafienia, wytwarzając maksymalną aerodynamiczną siłę sterującą zakrzywiającą tor lotu do dołu. Przebieg zmienności gazodynamicznej siły sterującej P_{sg} dla wariantów 6. i 7. jest inny. W obu przypadkach gazodynamiczna siła sterująca wprowadza niewielką korektę w trajektorii lotu rakiety w porównaniu z opcją sterowania wyłącznie aerodynamicznego.

4. Podsumowanie

Zastosowanie sterowania hybrydowego aerogazodynamicznego pozwala w większości przypadków na szybsze wypracowanie właściwego kąta wyprzedzenia w porównaniu ze sterowaniem wyłącznie aerodynamicznym, jak na rys. 1. i 5. Mniej skuteczna jest korekta gazodynamiczna w przypadku strzelania do celu realizującego manewr lotu do dołu (rys. 8.).

Mimo startu rakiety z tzw. obszaru skutecznego strzelania nie w każdym przypadku cel może zostać osiągnięty, jak na rys. 5. i 8. dla wariantów 5. i 7. Cel, realizując manewr obronny charakteryzujący się możliwie maksymalną krzywizną, może uniknąć trafienia, jak w przypadkach przedstawionych na rys. 5. i 8. dla wariantów 5. i 7.

Literatura

- [1] Dziopa Z.: The dependence of the launch zone on the characteristics of the controlling gas-dynamic force. Problems of Mechatronics: Armament, Aviation, Safety Engineering. Quarterly, 4(6), 2011, 37-45.
- [2] Osiecki J., Koruba Z.: Budowa, dynamika i nawigacja pocisków raketowych bliskiego zasięgu, cz. I. Politechnika Świętokrzyska, Kielce 1999.
- [3] Dziopa Z.: Sterowanie aerodynamiczne rakieta o układzie „kaczka”. Proc. of 4th Int. Conf. Scientific Aspects of Unmanned Aerial Vehicle, Suchedniów 2010, 161-172.
- [4] Dziopa Z.: Sterowanie hybrydowe rakieta wystrzeloną do nieruchomego celu. Mechanika w Lotnictwie ML-XIV, t. II. PTMTiS, Warszawa 2010, 471-485.
- [5] Dziopa Z.: Gazodynamiczna korekta toru lotu rakiety przeciwlotniczej. [w:] Wybrane zagadnienia sterowania obiektami latającymi, praca zbiorowa pod red. Jana Gruszeckiego. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2011, 61-70.

THE EVALUATION OF THE DEFENSIVE MANEUVERS INFLUENCE ON THE MISSILE CONTROL

Abstract

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

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

DOI:10.7862/rm.2013.21

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Krzysztof FALKOWSKI¹

Maciej HENZEL²

BEZŁOŻYSKOWE MASZYNY ELEKTRYCZNE W KONCEPCJI *MORE ELECTRIC AIRCRAFT*

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

Słowa kluczowe: bezłożyskowe maszyny elektryczne, statki powietrzne, niezawodność

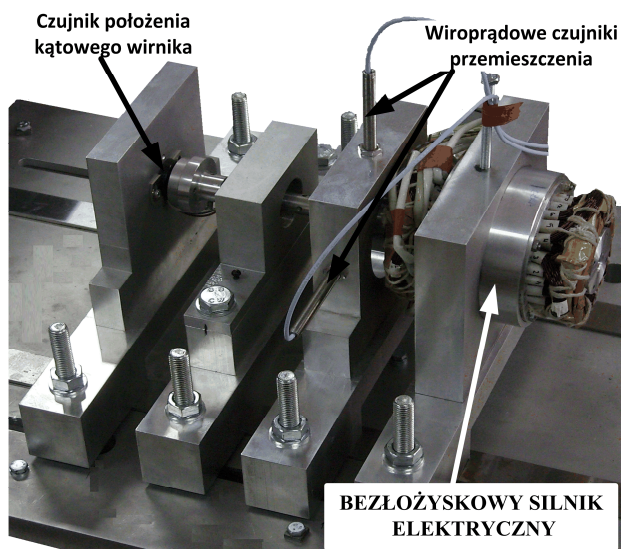
1. Bezłożyskowy silnik elektryczny

Silnikiem bezłożyskowym określa się maszynę elektryczną, w której pole magnetyczne wytwarza, oprócz momentu obrotowego, siły lewitacji magnetycznej. W silniku takim klasyczne łożyska kulkowe zostały zastąpione aktywnym zawieszeniem magnetycznym. Dzięki temu zostały wyeliminowane siły tarcia między wirnikiem a statorem silnika, usunięto negatywne cechy eksploatacyjne takiego układu, tj. nagrzewanie i zużywanie się elementów trących, smarowanie, wydzielanie ciepła i hałasu [1]. Silnik elektryczny z magnesami trwałymi (rys. 1.) został zrealizowany według reguły $p \pm 1$ nawinięcia uzwojeń statora,

¹ Krzysztof Falkowski, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, e-mail: krzysztof.falkowski@wat.edu.pl

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

ponieważ uzwojenie łożyskowe musi być modulowane do napięć zasilających uzwojenia silnikowego z dwa razy mniejszą częstotliwością zasilania. I tak, uzwojenie czterobiegunowe jest przeznaczone do wytwarzania momentu obrotowego, natomiast uzwojenie dwubiegunowe odpowiada za lewitację magnetyczną.

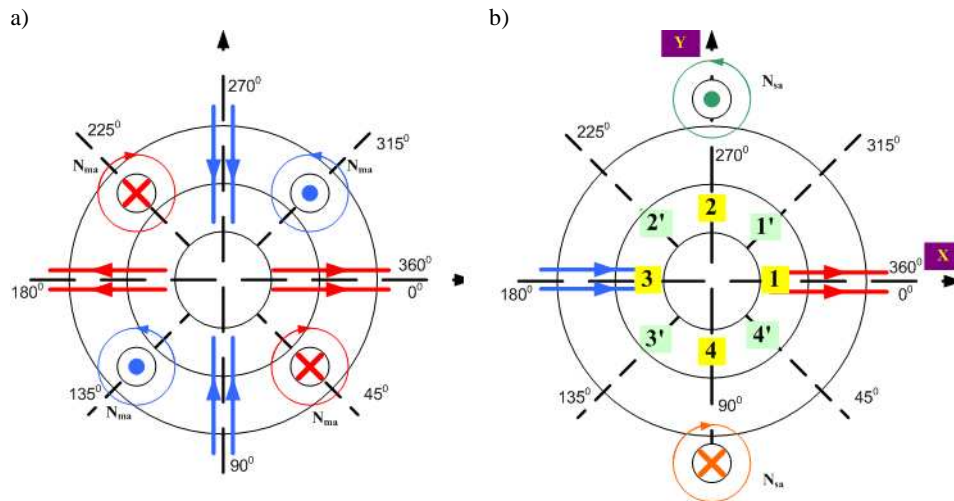


Rys. 1. Bezłożyskowy silnik elektryczny z magnesami trwałymi [1, 2]

Fig. 1. The bearingless electric motor with permanent magnets [1, 2]

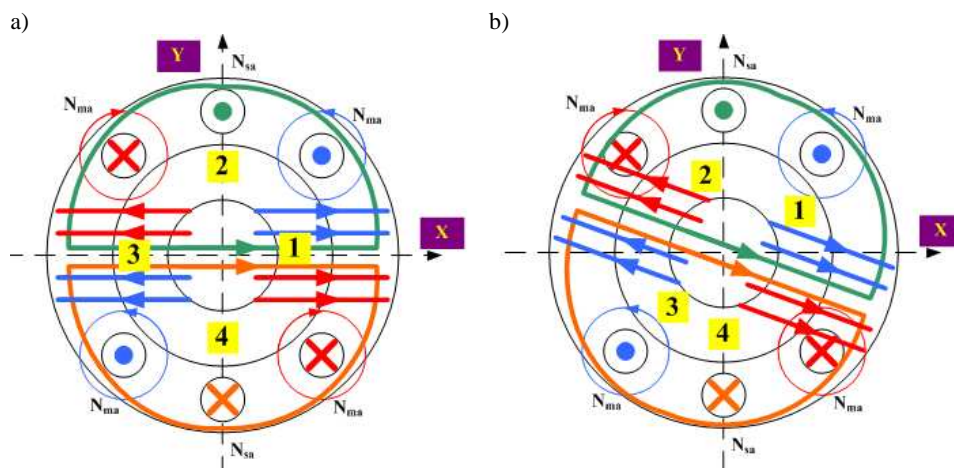
Na rysunku 2. przedstawiono rozkład uzwojeń wraz z generowanymi strumieniami magnetycznymi. Zgodnie z przyjętymi oznaczeniami strumienie wytworzone przez uzwojenia lewitacyjne w szczelinach „1”, „2”, „3” i „4” sumują się ze strumieniami generowanymi przez uzwojenia silnikowe. Sterowanie ruchem wirnika w kierunku osi Ox przedstawiono na rys. 3. Strumień magnetyczny generowany przez uzwojenia silnikowe w szczelinie „1” posiada zwrot dodatni, a w szczelinie „3” strumień wytwarzany przez uzwojenia silnikowe ma kierunek przeciwny. Jeżeli wirnik pozostaje w położeniu nominalnym, to w uzwojeniach sterujących nie płynie prąd. Generowane siły magnetyczne posiadają tę samą wartość i przeciwny kierunek – wypadkowa siła działająca na wirnik jest równa zero. Jeżeli wirnik przemieści się, to układ sterowania zmieni prąd w uzwojeniach silnikowych, przeciwdziałając ruchowi wirnika. Strumienie magnetyczne uzwojeń N_{ma} i N_{sa} w szczelinie „1” sumują się, a w szczelinie „3” odejmują (rys. 3a). Wypadkowa siła magnetyczna będąca różnicą sił w szczelinie „1” i „3” przeciwdziała ruchowi wirnika (rys. 3b). Zmiana kierunku ruchu wirnika powo-

duje zmianę kierunku strumienia magnetycznego. Strumienie magnetyczne w szczelinie „1” odejmują się, a w szczelinie „3” dodają. Prowadzi to do wygenerowania przeciwnie skierowanej siły różnej od zera [2, 3].



Rys. 2. Strumień magnetyczny generowany przez uzwojenia silnikowe (a) i lewitacyjne (b)

Fig. 2. Magnetic flux generated by motorized (a) and levitational (b) winding



Rys. 3. Wygenerowanie siły magnetycznej: a) przeciwdziałającej ruchowi wirnika w kierunku szczeliny „3”, b) zmiana orientacji strumienia magnetycznego w silniku bezłożyskowym [2]

Fig. 3. Generation of magnetic force: a) counteract rotor rotation in direction of „3” gap, b) variation of magnetic flux orientation in the bearingless motor [2]

Dokonując pomiaru położenia wirnika względem nabiegunników silnika bezłożyskowego, można tak zmieniać wartość prądu w uzwojeniach lewitacyjnych, aby wirnik zawsze zajmował stałe położenie. Jeżeli zamiast prądu stałego w uzwojeniu silnikowym popłynie prąd przemienny, to wytworzy się moment obrotowy. Strumienie magnetyczne generowane przez uzwojenie silnikowe zmieniają swoją orientację. Utrzymanie stabilnego położenia wirnika w szczelinie powietrznej wymaga, aby strumień sterujący położeniem również się obracał; ponieważ strumień magnetyczny jest przez uzwojenia umieszczony w statorze, to zmianę strumienia można wymusić przez generowanie jego składowych. Efekt taki uzyskuje się przez modulację składowych prądu w funkcji prędkości kątovej wirnika. W silniku bezłożyskowym można wykorzystać magnesy trwałe umieszczone na wirniku. Magnesy wytwarzają strumień magnetyczny, którego rozkład jest zbliżony do strumienia wytwarzanego przez uzwojenia silnikowe w maszynie elektrycznej bez magnesów. W takiej konstrukcji do sterowania położeniem wirnika w szczelinie powietrznej nie jest konieczne zasilanie uzwojeń silnikowych.

2. Model matematyczny bezłożyskowego silnika elektrycznego

Silnik bezłożyskowy rozpatruje się jako podporę lub napęd elektryczny ze względu na połączenie w jednym urządzeniu funkcji zawieszenia magnetycznego i silnika elektrycznego. Ruch wirnika jest opisany równaniami równowagi sił i momentów [1, 4]:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{d^2 x}{dt^2} &= F_{ex} + G_x \\ m \frac{d^2 y}{dt^2} &= F_{ey} + G_y \\ J \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z - M_0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

gdzie: x, y – przemieszczenie wirnika w osi Ox i Oy ,
 ω_z – prędkość kątovej wirnika,
 F_{ex}, F_{ey} – siła elektromagnetyczna w osi Ox i Oy ,
 M_z – moment siły elektromagnetycznej
 m – masa wirnika,
 J – moment bezwładności w osi Oz ,
 G_x, G_y – siła zewnętrzna działająca na wirnika w kierunku osi Ox i Oy ,
 M_0 – moment obciążający silnik.

Siły wytrącające wirnik z położenia nominalnego obejmują składowe deterministyczne (radialne siły obciążające wirnik, siły grawitacji itp.) oraz składowe stochastyczne sił zewnętrznych przyłożonych do wirnika. Wartość siły magnetycznej zostanie wyznaczona jako pochodna energii magnetycznej E względem wielkości przemieszczenia wirnika wzdłuż osi Ox i Oy . Natomiast moment siły elektromagnetycznej M_z jest równy pochodnej mocy P względem prędkości kątowej wirnika ω_z . Uwzględniając zależności prądu i oraz indukcyjności własnej L i wzajemnej M uzwojeń dwufazowego silnika bezłożyskowego, równania energii magnetycznej E i mocy P są opisane następującymi zależnościami:

$$E = i^T \begin{bmatrix} L_{ma} & M_{mamb} & M_{masa} & M_{masb} \\ M_{mamb} & L_{mb} & M_{mbsa} & M_{mbsb} \\ M_{masa} & M_{mbma} & L_{sa} & M_{sasb} \\ M_{masb} & M_{mbsb} & M_{sasb} & L_{sb} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{4a} \\ i_{4b} \\ i_{2a} \\ i_{2b} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$P = [u_{ma} \quad u_{mb} \quad u_{sa} \quad u_{sb}] \begin{bmatrix} i_{ma} \\ i_{mb} \\ i_{sa} \\ i_{sb} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Napięcie prądu elektrycznego przyłożone do uzwojeń silnika N_{sa} , N_{sb} , N_{ma} i N_{mb} jest sumą spadków napięcia na impedancji cewki i siły elektromotorycznej związanej z ruchem wirnika w polu magnetycznym oraz ze zmianą wartości i kierunku w uzwojeniach silnika. Iloczyn indukcyjności L oraz prądu i określa wartość wytwarzanego strumienia magnetycznego ψ skojarzonego przez cewkę o N zwojach; wartość spadku napięcia na impedancji cewek silnika elektrycznego opisuje zależność (4). Oprócz spadku napięcia na impedancji cewki jest również generowana siła elektromotoryczna u_{ind} wywołana ruchem w polu magnetycznym (równanie (5)). Natomiast strumień magnetyczny ψ opisuje wzór (6).

$$u_r = \begin{bmatrix} R_m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & R_m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & R_s & 0 \\ 0 & 0 & 0 & R_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{ma} \\ i_{mb} \\ i_{sa} \\ i_{sb} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$u_{ind} = -\frac{d\psi}{dt} = -\left(\frac{dL}{dt}i + L\frac{di}{dt}\right) \quad (5)$$

$$\psi = \begin{bmatrix} \psi_{ma} \\ \psi_{mb} \\ \psi_{sa} \\ \psi_{sb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_{ma} & M_{mamb} & M_{masa} & M_{masb} \\ M_{mamb} & L_{mb} & M_{mbsa} & M_{mbsb} \\ M_{masa} & M_{mbma} & L_{sa} & M_{sasb} \\ M_{masb} & M_{mbsb} & M_{masb} & L_{sb} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{ma} \\ i_{mb} \\ i_{sa} \\ i_{sb} \end{bmatrix} \quad (6)$$

Uwzględniając macierz indukcyjności w wyrażeniu na siłę elektromotoryczną u_{ind} , a także fakt, że w macierzy indukcyjności występują wyrażenia określające przemieszczenia x i y w kierunku osi Ox i Oy oraz że wirnik silnika bezłożyskowego zmienia swoje położenie, to wyrażenia macierzy indukcyjności nie są stałe. Iloczyn pochodnej po czasie macierzy indukcyjności L i wektora prądu i jest opisany równaniem:

$$\frac{dL}{dt} i = \begin{bmatrix} 0 & 0 & M' \frac{dx}{dt} & -M' \frac{dy}{dt} \\ 0 & 0 & M' \frac{dy}{dt} & M' \frac{dx}{dt} \\ M' \frac{dx}{dt} & M' \frac{dy}{dt} & 0 & 0 \\ -M' \frac{dy}{dt} & M' \frac{dx}{dt} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{ma} \\ i_{mb} \\ i_{sa} \\ i_{sb} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$u = \begin{bmatrix} R_m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & R_m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & R_s & 0 \\ 0 & 0 & 0 & R_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{ma} \\ i_{mb} \\ i_{sa} \\ i_{sb} \end{bmatrix} + j\omega \begin{bmatrix} L_m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & L_m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & L_s & 0 \\ 0 & 0 & 0 & L_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{ma} \\ i_{mb} \\ i_{sa} \\ i_{sb} \end{bmatrix} +$$

$$-M \begin{bmatrix} i_{sa} & -i_{sb} \\ i_{sb} & i_{sa} \\ i_{ma} & i_{mb} \\ i_{mb} & -i_{ma} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} L_{ma} & 0 & Mx & -My \\ 0 & L_{mb} & My & Mx \\ Mx & My & L_{sa} & 0 \\ -My & Mx & 0 & L_{sb} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{di_{ma}}{dt} \\ \frac{di_{mb}}{dt} \\ \frac{di_{sa}}{dt} \\ \frac{di_{sb}}{dt} \end{bmatrix} \quad (8)$$

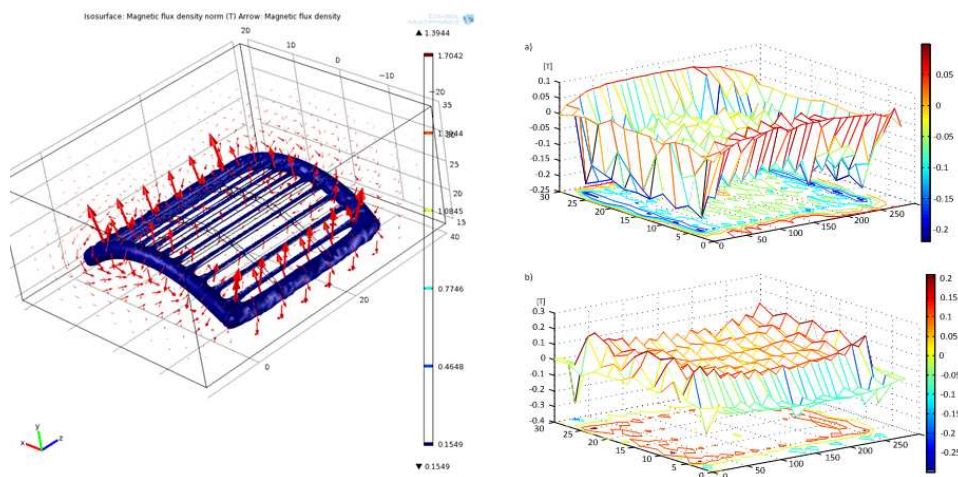
Dokonując przekształceń równań (2)÷(7), uzyskuje się wyrażenie opisujące napięcie prądu elektrycznego dla poszczególnych uzwojeń silnika bezłożyskowego (8). W silniku bezłożyskowym występują dwa układy współrzędnych: układ nieruchomy związany ze statorem oraz ruchomy związany z wirnikiem.

Podczas analizy przyjęto, że ruch wirnika w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara oznacza dodatnią wartość przemieszczenia kąowego. Prądy przepływające przez uzwojenia silnikowe i_{ma} , i_{mb} wytwarzają siłę magnetyczną. Natomiast prąd przepływający przez uzwojenia lewitacyjne oznaczono i_{sa} , i_{sb} . Uwzględniając przedstawione zależności, model silnika opisano równaniem mechanicznym w postaci macierzowej oraz równaniem elektrycznym [1, 4]:

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} MI_{me} \cos(2\omega t + \theta) & MI_{me} \sin(2\omega t + \theta) & 0 & 0 \\ MI_{me} \sin(2\omega t + \theta) & -MI_{me} \cos(2\omega t + \theta) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\psi_m \sin(2\omega t) & \psi_m \cos(2\omega t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{sa} \\ i_{sb} \\ i_{ma} \\ i_{mb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ -M_o \end{bmatrix} \quad (9)$$

3. Wyniki badań

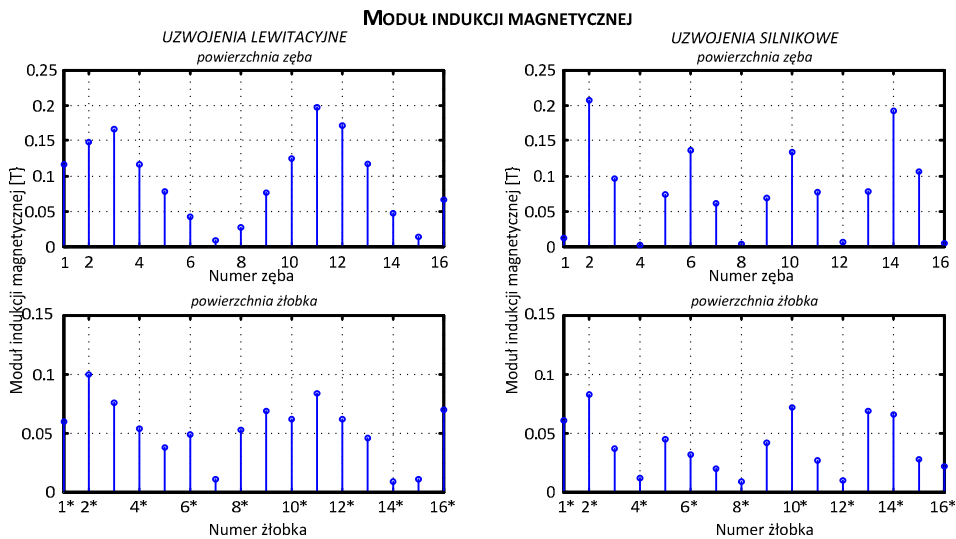
Pierwszym z analizowanych parametrów był rozkład wartości pola magnetycznego na powierzchni statora z magnesami trwałymi. Wyniki analiz MES przedstawiono na rys. 4a. Jak widać, pole pojedynczego bieguna jest polem niejednorodnym, w którym występują miejsca o zwiększonej wartości pola magnetycznego. Związane jest to z tym, że w konstrukcji wirnika wykorzystano magnesy neodymowe o wymiarach 10 x 2,5 x 1 mm z kierunkiem magnesowania



Rys. 4. Zasada generowania siły magnetycznej w silniku bezłożyskowym [1, 2]

Fig. 4. The principle of magnetic force generation in the bearingless motor [1, 2]

wzdłuż wymiaru 1 mm. Na pojedynczy biegun wirnika składa się tablica z 65 magnesów. Analizy teoretyczne zostały potwierdzone przez badania eksperymentalne (rys. 4b). Pomiary były wykonywane na granicy i na środku magnesu, z którego została zbudowana tablica magnesów nabiegownika maszyny elektrycznej [1, 2].

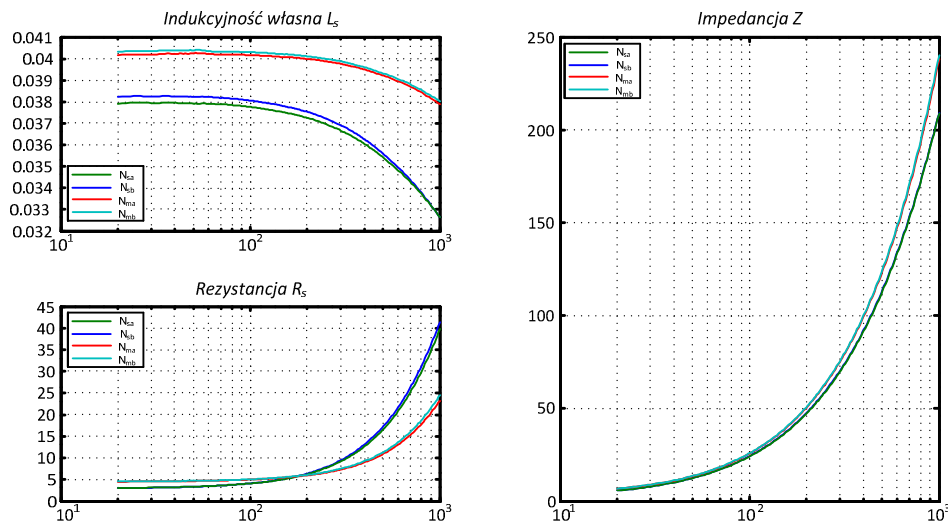


Rys. 5. Moduł indukcji magnetycznej w szczeliny statora silnika dwufazowego [2, 5]

Fig. 5. The module of magnetic induction in the gap of the stator of the two-phase motor [2, 5]

Na rysunku 5. pokazano wyniki eksperymentalne modułu strumienia magnetycznego na obwodzie statora wewnątrz z i bez wirnika stalowego. Przedstawiony rozkład indukcji magnetycznej potwierdza wyniki analiz teoretycznych. Przedstawiono oddzielnie rozkład strumienia na zębach i żłobkach statora. Charakter rozkładu strumienia w układach z i bez wirnika jest analogiczny. Na powierzchni zębów w układzie z wirnikiem maksymalna wartość indukcji magnetycznej wynosi $166 \cdot 10^{-3}$ T, a minimalna $197 \cdot 10^{-3}$ T. Na rysunku 6. przedstawiono przebieg parametrów rezystancji, impedancji i indukcyjności własnej uzwojeń silnika. Z otrzymanych charakterystyk wynika, że wartość liniowa charakterystyki mieści się w zakresie do 100 Hz. Dla szeregowego modelu uzwojenia rezystancja zmienia się od $3,05 \Omega$ (N_{sa}) i $3,04 \Omega$ (N_{sb}) dla częstotliwości 20 Hz do $4,1 \Omega$ (N_{sa}) i $4,08 \Omega$ (N_{sb}). Parametry uzwojeń silnikowych wynoszą $4,54 \Omega$ (N_{ma}) i $4,57 \Omega$ (N_{mb}) dla częstotliwości 20 Hz oraz 5Ω (N_{ma}) i $5,05 \Omega$ (N_{mb}) dla częstotliwości 100 Hz. Natomiast rezystancja zmienia się od $38,2$ mH (N_{sa}) i $37,9$ mH (N_{sb}) dla częstotliwości 20 Hz do $38,1$ mH (N_{sa}) i $37,7$ mH (N_{sb}). Parametry uzwojeń silnikowych wynoszą odpowiednio $40,3$ mH (N_{ma}) i $40,1$ mH

(N_{mb}) dla częstotliwości 20 Hz. Jak wynika z otrzymanych wyników, w zakresie roboczym do 100 Hz indukcyjność własna ma wartość stałą, a impedancje wszystkich uzwojeń się pokrywają.



Rys. 6. Charakterystyka parametrów elektrycznych silnika bezłożyskowego [5]

Fig. 6. The characteristics of electric parameters of the bearingless motor [5]

4. Podsumowanie

Prace badawcze prowadzone obecnie w Wojskowej Akademii Technicznej stanowią odpowiedź na panujące w tej dziedzinie tendencje. Współczesne statki powietrzne są projektowane zgodnie z koncepcją *More Electric Aircraft*. Nowa konstrukcja bezłożyskowego silnika elektrycznego jest ukierunkowana zarówno na eliminację elementów ograniczających szybkość działania takich układów, jak również na poprawę ich parametrów pracy oraz warunków eksploatacji (eliminacja sił tarcia, chłodzenie, uproszczenie konstrukcji itp.). Dodatkowo przedstawione rozwiązania eliminują lub ograniczają wpływ elementów nieliniowych, takich jak strefa nieczułości, histereza. Oprócz poprawy parametrów technicznych zastosowanie nowych rozwiązań poprawia bezpieczeństwo i niezawodność konstrukcji lotniczych.

Literatura

- [1] Henzel M., Falkowski K., Mazurek P.: Model matematyczny i symulacyjny bezłożyskowego silnika z magnesami trwałymi. *Pomiary Automatyka Robotyka*, 2/2012, 450-455.

- [2] Henzel M., Falkowski K.: Raport z pracy badawczej własnej nr O N509 165238. WAT, Warszawa 2012.
- [3] Chiba A., Fukao T., Ichikawa O., Oshima M., Takemoto M., Dorrell D.: Magnetic bearings and bearingless drives. Elsevier's Science Technology Rights Department in Oxford, UK 2005.
- [4] Henzel M.: Mathematical analysis and investigation results of the bearingless electric motor with permanent magnets. Solid State Phenomena, vol. Mechatronic Systems and Materials IV, Trans Tech Publications, 2013, 354-359.
- [5] Henzel M., Falkowski K.: Determination of inductance matrixes of bearingless electric motor for magnetic levitation. Pomiary Automatyka Robotyka, 2/2013, s. 563.

BEARINGLESS ELECTRIC MACHINES IN MORE ELECTRIC AIRCRAFT CONCEPT

Abstract

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

Keywords: bearingless electric motors, aircrafts, reliability

DOI:10.7862/rm.2013.22

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Krzysztof FALKOWSKI¹

Krzysztof SIBILSKI²

ZAWIESZENIA MAGNETYCZNE W SYSTEMIE STARTU I LĄDOWANIA – PROJEKT GABRIEL

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

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

1. Wprowadzenie

Jednym z podstawowych manewrów, które wykonuje statek powietrzny, to start i lądowanie. Procedura startu i lądowania jest uzależniona od klasy i typu statku powietrznego. Większość statków powietrznych wykorzystuje drogi startowe do uzyskania prędkości, która zapewnia siłę nośną, lub do wytracania prędkości podczas lądowania. Z dróg startowych korzystają samoloty komunikacyjne, wojskowe oraz lotnictwo dyspozycyjne *general aviation*. Drogi startowe wykorzystują załogowe i bezzałogowe statki powietrzne. W przypadku lotnictwa pokładowego wykorzystuje się systemy wspomagające start i lądowanie.

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Krzysztof Falkowski, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, tel.: (22) 6939858, e-mail: krzysztof.falkowski@wat.edu.pl

² Krzysztof Sibilski, Politechnika Wrocławska, Wybrzeże Wyspiańskiego 27, 50-370 Wrocław, e-mail: krzysztof.sibilski@pwr.wroc.pl

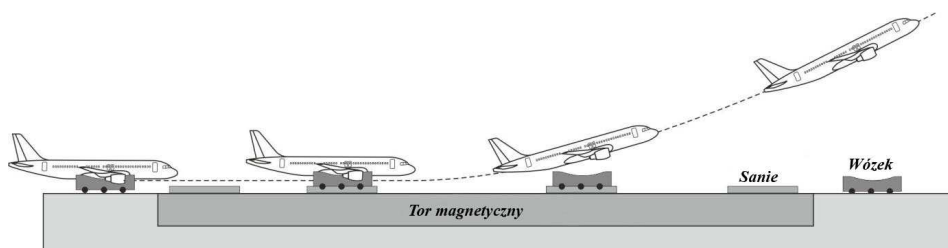
System taki obejmuje katapultę wyrzucającą samolot, natomiast podczas lądowania używa się systemu lin hamujących. Lotnictwo morskie jest wyposażone również w specjalne statki powietrzne umożliwiające skrócony lub pionowy start i lądowanie (VTOL). Małe samoloty bezzałogowe startują „z ręki”. W przypadku większych samolotów wykorzystuje się różnego typu wyrzutnie (pneumatyczne, gumowe, prochowe itp.). Lądowanie tego typu statków powietrznych może być realizowane na wiele sposobów (lądowanie w przygodnym terenie, wykorzystanie spadochronów, siatek przechwytyjących itp.). Praktycznie mechanizmy i procedury startu oraz lądowania nie zmieniły się od wielu lat. Jednak gwałtowny wzrost ruchu lotniczego oraz względy ekonomiczne i ekologiczne prowadzą do poszukiwania nowych rozwiązań technicznych i procedur startu oraz lądowania. Poszukiwania obejmują systemy dla samolotów liniowych klasy Airbus A320 oraz samolotów bezzałogowych [1].

Obecnie są prowadzone prace badawcze w ramach projektu GABRIEL, które mają na celu opracowanie systemu startu i lądowania wykorzystującego układ zawiesznień magnetycznych do utrzymywania statku powietrznego na torze. W konstrukcji systemu startu i lądowania został wyeliminowany kontakt między torem a statkiem powietrznym, co prowadzi do zmiany procedur startowych, które charakteryzują się lepszymi właściwościami dynamicznymi i poprawiają znacznie wskaźniki ekonomiczne i ekologiczne w eksploatacji statków powietrznych.

2. Koncepcja systemu startu i lądowania wykorzystująca zawiesznięcia magnetyczne

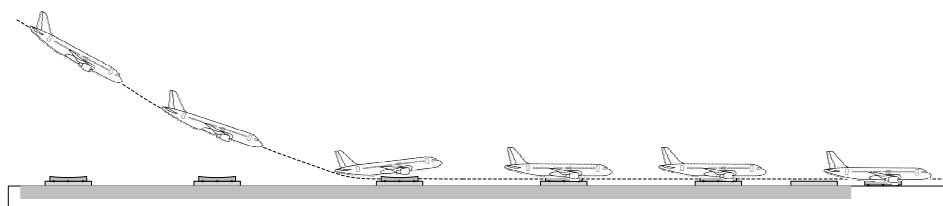
System startu i lądowania jest zbudowany z toru, na którym jest umieszczony specjalny wózek z saniami (rys. 1.). Samolot przed startem znajduje się na wózku. Następnie samolot wraz z wózkiem jest umieszczany na saniach magnetycznych. Do rozpędzania sań jest wykorzystywany liniowy silnik elektryczny. Po uzyskaniu prędkości startowej następuje oddzielenie samolotu od wózka. Samolot przechodzi w zakres wznoszenia, natomiast sanie wraz z wózkiem hamują. Po zatrzymaniu sań następuje rozdzielenie z wózkiem. Sanie powracają do pozycji startowej lub przygotowują się do przyjęcia lądującego samolotu. Podczas lądowania (rys. 2.) procedura odbywa się w odwrotnej kolejności. Po osiągnięciu pozycji decyzyjnej na ścieżce schodzenia (kurs i wysokość) jest uruchamiany system lądowania. Sanie z wózkiem rozpędzają się, a po uzyskaniu odpowiedniej prędkości następuje synchronizacja prędkości sań i samolotu. Na saniach znajduje się wózek, którego zadaniem jest przechwycenie lądującego samolotu. Po synchronizacji prędkości samolotu i sań samolot wyrównuje, a następnie osiada na wózku. System wchodzi w zakres hamowania, sanie wytracają energię i po zatrzymaniu samolot wraz z wózkiem zjeżdżają na miejsce postojowe. System przygotowuje się do kolejnego startu lub lądowania. Zastosowanie takiego rozwiązania wiąże się ze znacznymi korzyściami ekonomicz-

nymi, ponieważ start tego typu pozwala zaoszczędzić paliwo, które można wykorzystać podczas lotu (zwiększenie zasięgu). Dodatkowym atutem jest prosta konstrukcja samolotu, niezbędny jest tylko system cumowania do wózka, natomiast jest wyeliminowany układ podwozia wraz z instalacjami wymaganymi do jego sterowania i kontroli pracy [1].



Rys. 1. System startu GABRIEL

Fig. 1. The take-off GABRIEL system



Rys. 2. System lądowania GABRIEL

Fig. 2. The landing GABRIEL system

Kolejnym problemem jest emisja hałasu i zanieczyszczeń, które dostają się na małej wysokości do atmosfery. Obecnie ekolodzy są stosunkowo „łaskawi” dla lotnictwa. Jednak coraz częściej pojawiają się pytania dotyczące emisji szkodliwych czynników do atmosfery przez statki powietrzne. Dlatego każde ograniczenie emisji szkodliwych czynników i zastąpienie jej energią elektryczną jest działaniem proekologicznym. Energia elektryczna obecnie jest zaliczana do zielonej energii. Dodatkowym czynnikiem jest poprawa bezpieczeństwa w zakresie wykonywania manewru startu i lądowania oraz ruchu statków powietrznych w porcie lotniczym [1].

3. Systemy zawiesznień magnetycznych w projekcie GABRIEL

Jednym z podstawowych elementów systemu jest układ zawiesznień magnetycznych zapewniających lewitację magnetyczną sań nad torem. Dokonując

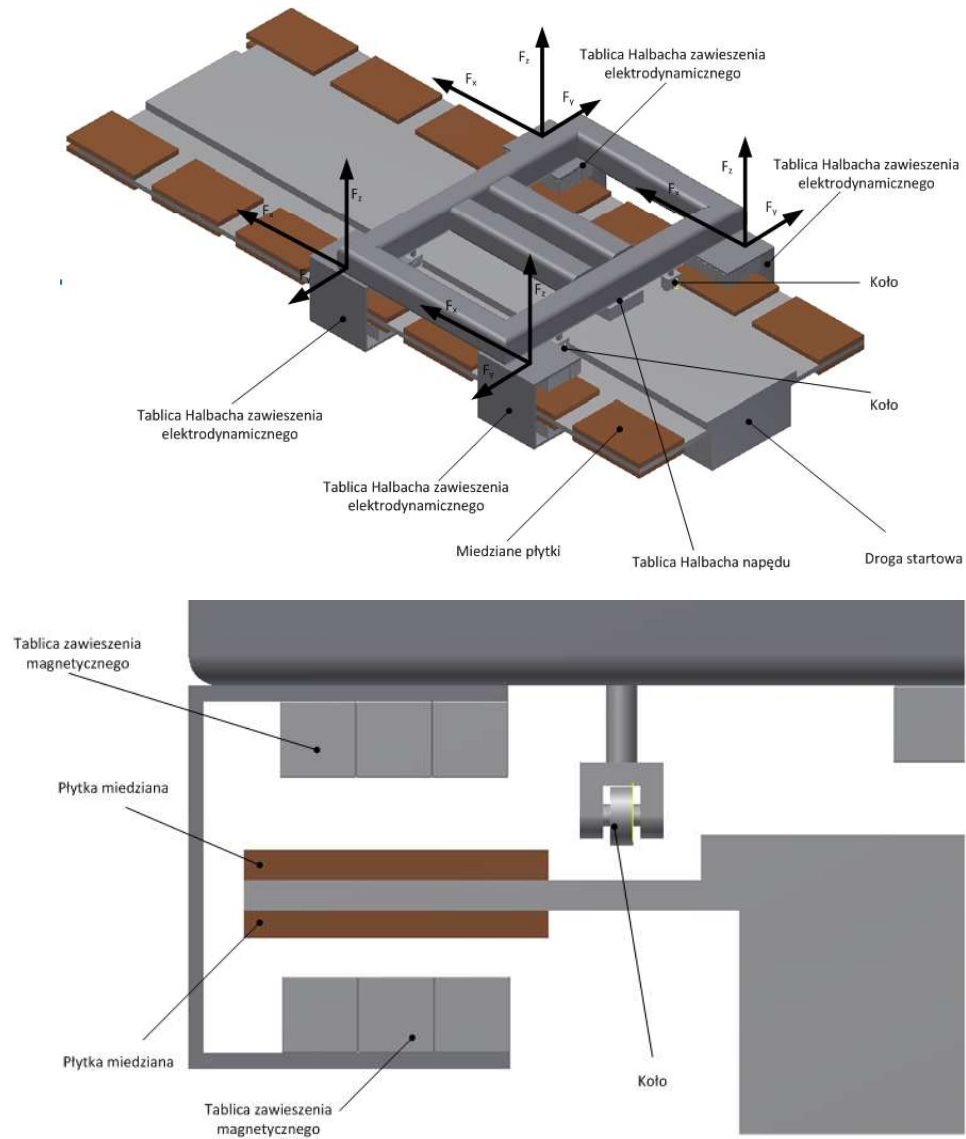
wyboru systemu zawieszzeń magnetycznych, kierowano się względami ekonomicznymi i funkcjonalnymi. Zawieszenia magnetyczne dzielą się na aktywne i pasywne. Ze względu na złożoną konstrukcję i koszt zrezygnowano z aktywnych zawieszzeń magnetycznych. Do dalszej realizacji zostały wybrane zawieszenia pasywne elektrodynamiczne i wykorzystujące nadprzewodniki. Zawieszenia elektrodynamiczne do generowania sił lewitacji magnetycznej wykorzystują siły oddziaływania magnetycznego między zewnętrznym polem magnetycznym i prądem indukowanym w przewodniku. Źródłem pola magnetycznego są magnesy, które przemieszczając się nad materiałem przewodzącym, indukują w nim prądy. W przypadku zawieszenia pasywnego z nadprzewodnikami wykorzystuje się efekt Meissnera, który występuje podczas wprowadzania nadprzewodnika w temperaturę poniżej krytycznej.

Zawieszenia elektrodynamiczne

Zawieszenia elektrodynamiczne charakteryzują się bardzo dużą siłą nośną oraz bardzo prostą konstrukcją. Zawieszenie tego typu jest zbudowane z toru, na którym jest umieszczony materiał przewodzący (miedziane płytki – rys. 3.). Na ramie są umieszczone cztery podpory (rys. 3.). Podpora jest zbudowana z zespołów tablic Halbacha, które są rozmieszczone różnicowo. Jak można zauważyć, sanie są wyposażone w koła, które pełnią funkcje spoczynkowe oraz zapewniają wstępne ustawienie szczelin powietrznych magnesów dla małych prędkości. Koła są niezbędne, ponieważ lewitacja w tego typu zawieszeniach występuje po przekroczeniu określonej prędkości przez sanie. Dla małej prędkości sanie poruszają się po torze na kołach. W torach przeznaczonych do przenoszenia dużych statków powietrznych stosuje się taśmy miedziane z perforacją (rys. 4.). Źródłem pola magnetycznego są tablice Halbacha złożone z magnesów sześciennych. Magnesy połączone są tak, aby uzyskać silne pole magnetyczne w określonym kierunku. Przykładowa tablica jest przedstawiona na rys. 5. W wyniku połączenia magnesów można otrzymać sinusoidalną zmianę indukcji magnetycznej o długości zależnej od wymiarów magnesów. Długość fali dla tablicy z rys. 5. wynosi 208 mm. Przesuwająca się nad torem tablica przemagnesowuje tor z częstotliwością, która jest równa stosunkowi prędkości i długości fali.

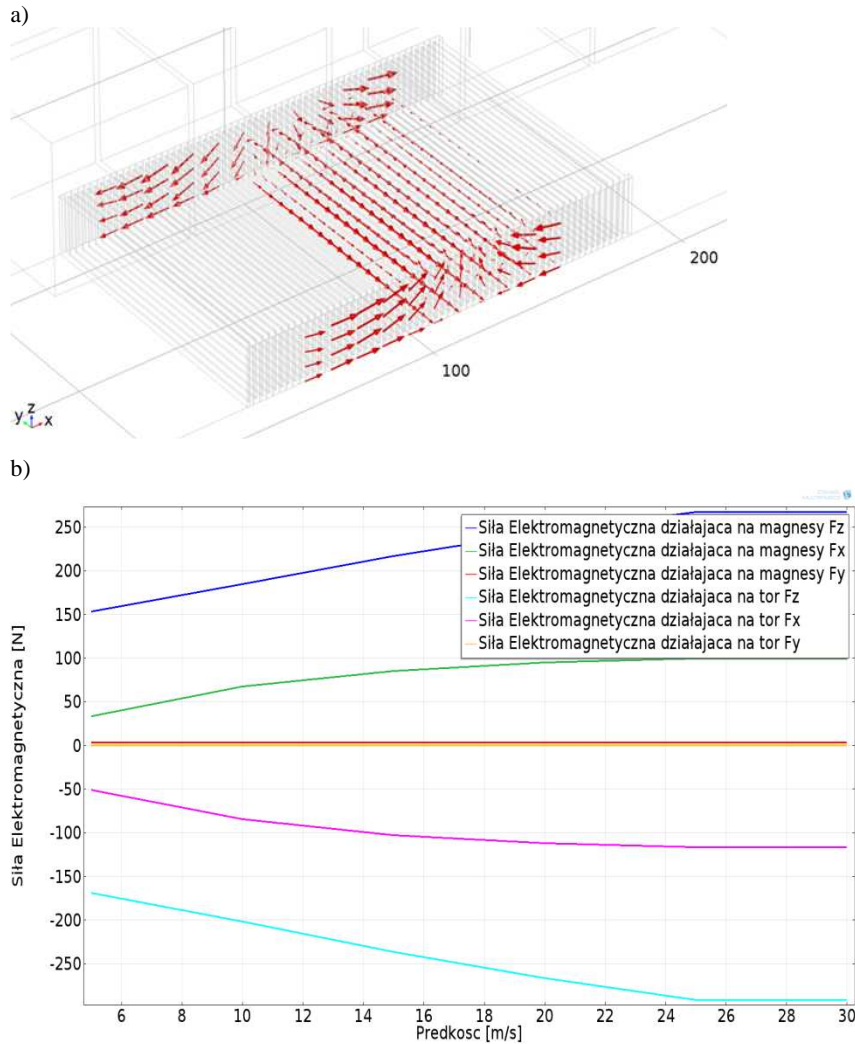
Przemagnesowanie toru indukuje prąd w jego powierzchni (rys. 6a). Zastosowanie perforacji w blachach prowadzi do ukierunkowania prądu w torze. Przepływający prąd posiada składową I_y , która jest odpowiedzialna za generowanie siły nośnej zawieszenia. Perforacja ogranicza indukowanie prądów wirowych. Na rysunku 6b przedstawiono siłę nośną F_z i siłę oporu F_x . Dodatkowo zaznaczono siłę boczną F_y , która może prowadzić do zsuwania się sań z toru. Jednak wartość składowej siły F_y jest pomijalnie mała. Należy zauważyć, że maksymalne wartości siły nośnej osiągnięto powyżej 20 m/s. Z przeprowadzonych analiz wynika, że zawieszenia elektrodynamiczne nadają się do użycia przy prędkościach powyżej 5 m/s. Takie ograniczenie eliminuje zastosowanie

tego typu systemu zawiesznień podczas startu i lądowania małych samolotów bezzałogowych.



Rys. 3. Koncepcja elektrodynamicznego zawieszania magnetycznego dla bezzałogowych statków powietrznych

Fig. 3. The conception of electrodynamic magnetic suspension for pilotless aircraft



Rys. 4. Prąd indukowany przez tablicę Halbacha w torze (a) oraz siła magnetyczna nośna F_z i oporu F_x wyznaczona w funkcji prędkości sań (b)

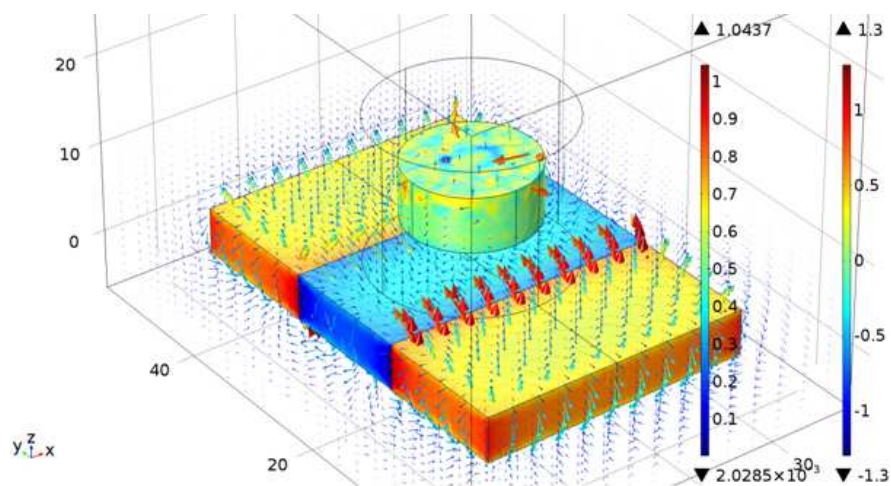
Fig. 4. The current induced by Halbac's array in track (a) and magnetic lift F_z and resistance F_x forces determined as a function of sledge velocity (b)

Zawieszenia z nadprzewodnikami

Wady tej jest pozbawiony system zawieszzeń magnetycznych z nadprzewodnikami. Ten typ zawieszzenia pasywnego pozwala uzyskać stabilną lewitację magnetyczną dla zerowej prędkości liniowej. Zawieszenie takie jest zbudowane z toru, na którym są umieszczone dwie bieżnie. Nad bieżniami znajduje się rama z zamontowanymi podporami. Pojedyncza podpora to pojemnik wykonany

z aluminium, w którym jest umieszczona ceramika nadprzewodząca YBCO. Wybrany materiał charakteryzuje się temperaturą krytyczną $T_c = 92$ K, co umożliwia poprawną pracę podpory przy zatopieniu nadprzewodnika w ciekłym azocie. Pojemnik, w którym jest umieszczony nadprzewodnik, musi zachowywać szczelność, zapewniać łatwe uzupełnianie ciekłego azotu oraz umożliwiać odparowanie azotu. Dodatkowo pojemniki są izolowane warstwą styropianu [2].

Pasywne zawieszenie magnetyczne z nadprzewodnikami wykorzystuje efekt Meissnera. Materiał nadprzewodzący po schłodzeniu poniżej temperatury krytycznej generuje silne prądy powierzchniowe, które działają jak ekran wypierający pole magnetyczne z nadprzewodnika. Cechą charakterystyczną nadprzewodnika jest wektor magnetyzacji, który w nadprzewodniku zawsze ustawia się przeciwnie do linii zewnętrznego pola magnetycznego. Tor magnetyczny jest zbudowany z dwu bieżni. Na każdej bieżni są umieszczone prostopadłościennie magnesy neodymowe z wektorem magnetyzacji ustawionym pionowo. W pojedynczej warstwie znajdują się trzy magnesy. Magnesy zewnętrzne mają wektor magnetyzacji o wartości dodatniej, natomiast magnes środkowy posiada wektor magnetyzacji o wartości ujemnej. Na rysunku 5. jest przedstawiony model 3D tablicy zbudowanej z magnesów o takiej orientacji wektorów magnetyzacji. Tak zbudowana tablica magnesów wytwarza silne pole magnetyczne w obszarze styku ich ścian. Pełne omówienie zjawiska koncentracji pola magnetycznego wykracza poza ramy artykułu.

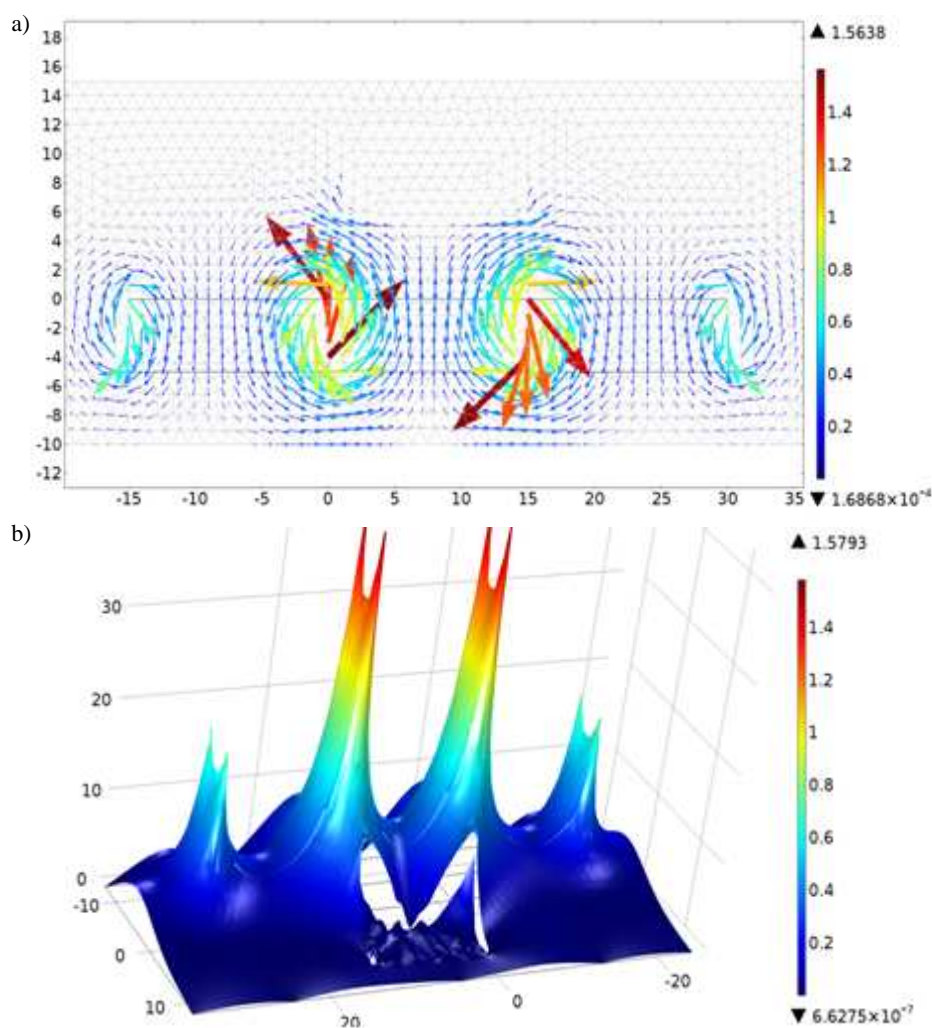


Rys. 5. Model 3D materiał nadprzewodzącego umieszczonego nad tablicą magnesów neodymowych

Fig. 5. 3D model of superconductive material located over the table of neodymium magnet

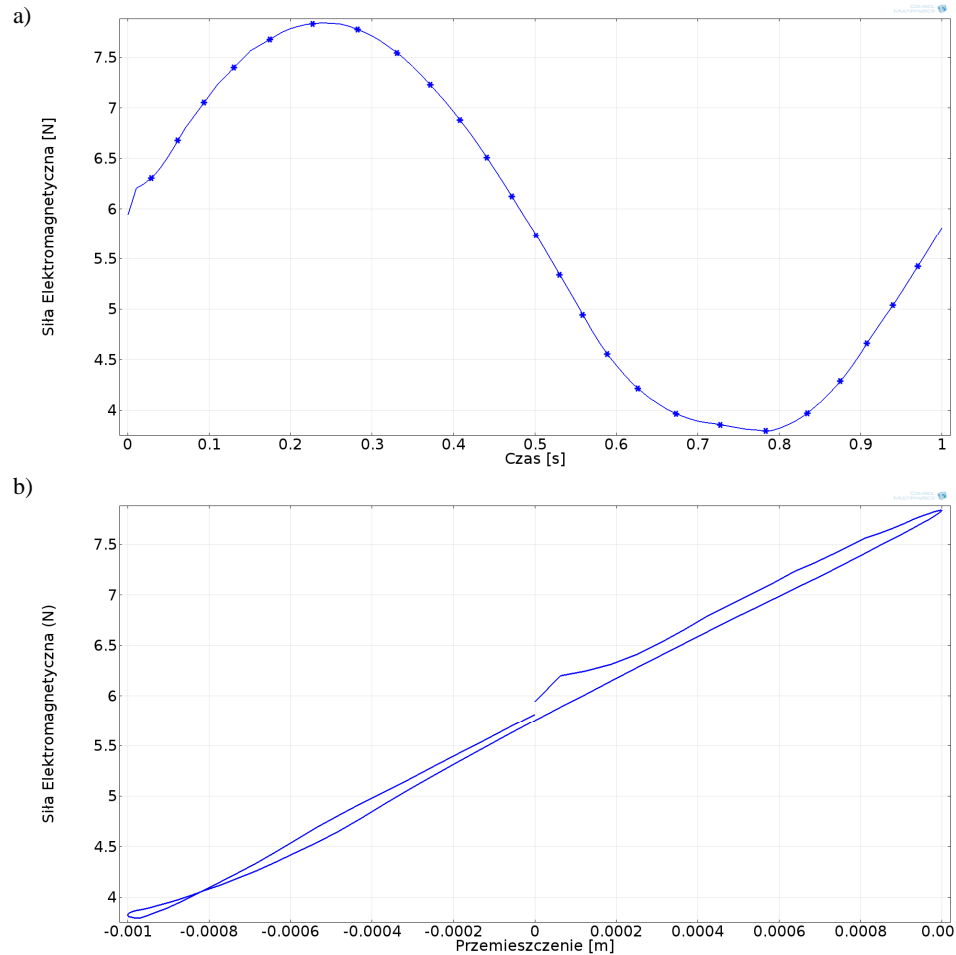
Na rysunku 6. przedstawiono rozkład pola magnesu w obszarze styku magnesów. W pole jest wprowadzony materiał nadprzewodzący, który powoduje

zagięcie linii pola magnetycznego. Na rysunku 6a pokazano efekt Meissnera, natomiast na rys. 6b indukcję magnetyczną przedstawiono jako wysokość. W obszarze nadprzewodnika indukcja magnetyczna wręcz jest „wycinana” i sprowadzana do wartości zerowych. Na rysunku 7. przedstawiono zmianę siły lewitacji magnetycznej przy oscylacyjnym ruchu nadprzewodnika. Siła została wyznaczona w funkcji zmiany czasu (rys. 7a) i położenia (rys. 7b – przemieszczenie w szczelinie powietrznej nadprzewodnika). Dla pojedynczej kostki YBCO uzyskano siłę magnetyczną o wartości średniej 6 N.



Rys. 6. Nadprzewodnik w polu magnetycznym – efekt Meissnera

Fig. 6. Superconductor in magnetic field – Meissner effect



Rys. 7. Zmiana siły magnetycznej przy oscylacyjnym ruchu nadprzewodnika w funkcji czasu (a) oraz położenia (b)

Fig. 7. The variation of magnetic force during oscillatory motion of superconductive as a function of time (a) and position (b)

4. Podsumowanie

W pracy przedstawiono system startu i lądowania wykorzystujący zawieszania magnetyczne. System ten jest propozycją, która ma na celu ograniczenie emisji szkodliwych czynników, zwiększenie bezpieczeństwa i poprawę aspektów ekonomicznych w lotnictwie. Prowadzone prace obejmują dwa kierunki. Jednym z nich są prace mające na celu zbudowanie system startu dla dużych samolotów rejsowych (np. Airbus A320), drugi to prace nad zbudowaniem systemu dla bezałogowych statków powietrznych. Obecnie są prowadzone bardzo

zaawansowane prace nad zbudowaniem takich systemów startu i lądowania dla UAV klasy micro. W związku z tym realizowany projekt przewiduje zastosowanie zawiesznień magnetycznych z nadprzewodnikami. Projektowany tor jest zbudowany z sekcji o całkowitej długości około 11 m i przeznaczony dla UAV startujących i lądujących z prędkością do 2,5 m/s o masie całkowitej do 2 kg. Projekt ten jest na etapie wykonania stanowisk do testowania i badania siły nośności w układzie z nadprzewodnikami [3]. Proponowane rozwiązanie może być wykorzystane w systemach startu pojazdów kosmicznych. Prace takie są prowadzone przez różne ośrodki naukowe, jednak nie obejmuje ich projekt GABRIEL.

Literatura

- [1] Majka A.: Analysis of the required thrust of an aircraft aided during take-off and landing by ground-based system using magnetic levitation technology. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas 2013.
- [2] Sibilski K., Falkowski K.: Modelowanie i symulacja lewitacyjnego zawieszenia wózka startowego katapulty samolotu typu „Indutruck”. 52 Sympozjum Modelowanie w Mechanice, Ustroń 2013.
- [3] Sibilski K., Falkowski K.: Projekt układu startu i lądowania bezzałogowego statku powietrznego z wykorzystaniem lewitacji magnetycznej. 52 Sympozjum „Modelowanie w Mechanice”, Ustroń 2013.

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

Abstract

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

Keywords: magnetic suspensions, aircraft propulsions, safety, ecology

DOI:10.7862/rm.2013.23

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Jerzy GRAFFSTEIN¹

ANTYKOLIZYJNY SYSTEM RADAROWY I JEGO WSPÓŁPRACA Z POKŁADOWYMI SYSTEMAMI AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA

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

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

1. Cel i zadania systemu antykolizyjnego

Głównym celem systemu antykolizyjnego jest wykrycie przeszkody, pomiar jej odległości od obiektu oraz określenie jej prędkości. Istotną jego funkcją jest sprawdzenie, czy istnieje zagrożenie wystąpienia kolizji z wykrytą przeszkodą [1, 2]. Ważnym zadaniem jest pomiar oraz wyliczenie niezbędnych danych koniecznych do wyboru i wykonania manewru antykolizyjnego i manewru omijania [3]. Zagadnienie dotyczące manewru antykolizyjnego jest znacznie złożone ze względu na istnienie bardzo dużej liczby możliwych różnych sytuacji i konfiguracji występowania przeszkód ruchomych i nieruchomych, ich wielkości i sposobu rozmieszczenia. Sam system antykolizyjny jest przygotowany do

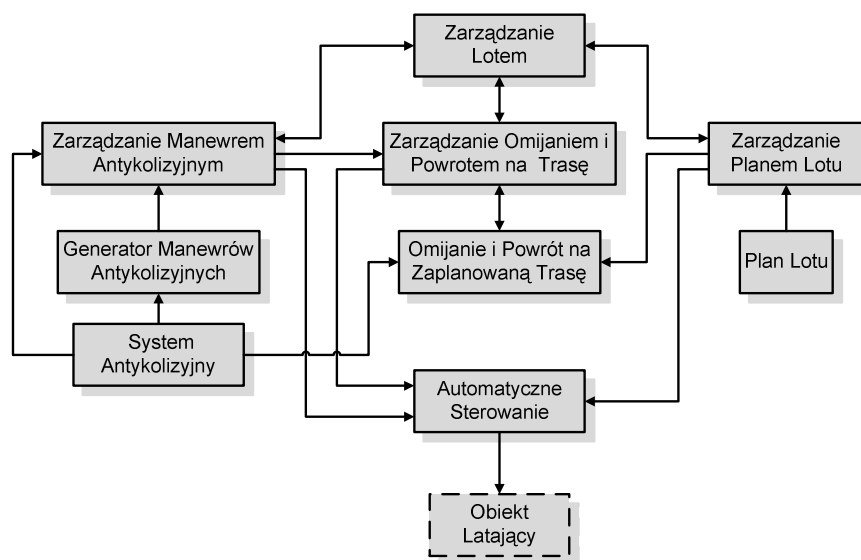
¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Jerzy Graffstein, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, tel.: (22) 8460011, ext. 271, e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

wykrywania nieruchomych i ruchomych przeszkód. Wystąpienie zagrożenia z nieprzewidzianą i wcześniej nieznaną przeszkodą w zależności od sytuacji powoduje konieczność podjęcia jednego z dwóch rodzajów działań: wykonania antykolizyjnego manewru i powrót do lotu wzdłuż zaplanowanej trasy lub zmiana planu trasy w celu uniknięcia kolizji. Druga z wymienionych możliwości wymaga wykrycia przeszkody w dostatecznej odległości, a co się z tym wiąże – istnienia dostatecznej ilości czasu potrzebnego na podjęcie odpowiednich działań związanych z rekonfiguracją planu lotu. Drugim istotnym warunkiem wykonania takiej rekonfiguracji jest posiadanie przed jej rozpoczęciem kompletnej informacji o wykrytej przeszkodzie. Najczęściej występują przeszkody nieprzewidziane, na temat których system nie posiada kompletnej informacji. Radarowy detektor w trakcie lotu obiektu „widzi” początkowo przeszkodę tylko od jednej strony, pozostałe części przeszkody nie są widoczne. W związku z tym w pracy nie jest rozważany sposób postępowania dla rekonfiguracji planu lotu, a jako dopuszczalny przyjęto scenariusz powrotu do lotu wzdłuż zaplanowanej trasy (ewentualnie lotu do celu). Pojawienie się przeszkody i wystąpienie zagrożenia kolizji wymaga wykonania wielu działań realizowanych w ramach dwóch podstawowych faz lotu:

- manewru antykolizyjnego,
- powrotu do lotu wzdłuż zaplanowanej trasy lub najkrótszą drogą do celu.

Manewr uniknięcia kolizji jest takim ruchem obiektu latającego, który ma ten obiekt doprowadzić do punktu (i takich parametrów lotu), w którym nie będzie występowało niebezpieczeństwo zderzenia z przeszkodą. Ruch omijania przeszkody odbywa się w niedużej, ale bezpiecznej odległości od przeszkody, uwzględniającej zachowanie odpowiedniego marginesu bezpieczeństwa [4]. Powrót do lotu wzdłuż trajektorii zgodnej z planem lotu jest wykonywany po zakończeniu omijania przeszkody. Wykonanie bezpiecznego autonomicznego lotu wymaga, aby system antykolizyjny ściśle współpracował z innymi pokładowymi systemami lotniczymi (rys. 1.). W dalszej części rozdziału zostanie opisana propozycja współdziałania systemu antykolizyjnego z pokładowymi systemami autonomicznego lotu.

Po uzyskaniu informacji o zagrożeniu możliwością wystąpienia kolizji system zarządzania manewrem antykolizyjnym uruchamia procedurę wyszukiwania odpowiedniego manewru antykolizyjnego. W systemie antykolizyjnym jest wyliczany czas, w którym najpóźniej musi zostać uruchomiony manewr antykolizyjny. System zarządzania lotem podejmuje decyzję o przerwaniu wykonywania planu lotu i o uruchomieniu wybranego przez system antykolizyjny odpowiedniego manewru. Wszystkie informacje niezbędne do podjęcia tej decyzji są dostarczane przez system antykolizyjny. Kontrola nad wykonaniem zadania uniknięcia zderzenia z przeszkodą jest przekazywana przez system zarządzania lotem do systemu zarządzania manewrem antykolizyjnym. Dane o wybranym manewrze antykolizyjnym są przekazywane do systemu zarządzania powrotem na trasę.



Rys. 1. Współpraca systemu antykolizyjnego z systemami automatycznego sterowania lotem

Fig. 1. Cooperation of anti-collision systems with systems of the automatic flight control

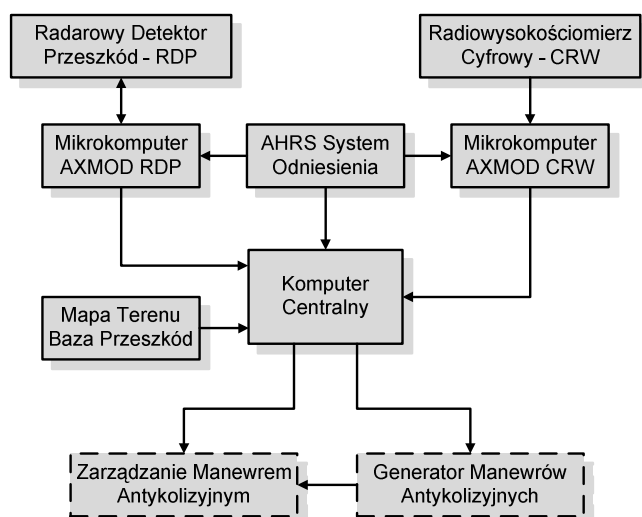
Przed zakończeniem wykonania antykolizyjnego manewru są wyliczane wartości zadane, wymagane do rozpoczęcia wykonania fazy omijania przeszkody i powrotu na trasę. Informacja o wykonaniu manewru antykolizyjnego jest przekazywana do systemu zarządzania lotem, który przekazuje kontrolę do systemu zarządzania powrotem na trasę. Na tym etapie przebieg lotu jest podyktowany wymogami wynikającymi z przyjętego sposobu omijania przeszkody. W tej części lotu są wykorzystywane informacje z systemu antykolizyjnego dostarczające uzupełniające dane o omijanej przeszkodzie. Ominięcie przeszkody o małych wymiarach (w porównaniu z obiektem lub odległością, z której rozpoczęto manewr) może zostać wykonane w trakcie manewru antykolizyjnego. Sposób powrotu do lotu po zaplanowanej trasie odbywa się zgodnie z przyjętymi kryteriami, np. najkrótsza droga powrotu, najkrótszy czas powrotu. Fakt doprowadzenia obiektu na odpowiednio małą odległość od planowanej trasy jest sygnalizowany przez system zarządzania powrotem i przekazywany do systemu zarządzania lotem. Ten ostatni przekazuje kontrolę do systemu zarządzania planem lotu i od tego momentu rozpoczyna się kontynuacja wykonania pozostałej części planu lotu. W wyjątkowych sytuacjach konieczne może się okazać cofnięcie wzdłuż zaplanowanej trajektorii do wcześniejszego wybranego punktu leżącego na niej. Wykonanie powrotu może być uwarunkowane wymogami realizacji zaplanowanej misji na wcześniejszym odcinku zaplanowanej trasy. W tym celu należy sprawdzić, czy powrót taki jest możliwy z punktu wi-

dzenia bezpieczeństwa lotu, z uwzględnieniem istniejącej przeszkody, która wcześniej zakłóciła lot obiektu. W takiej sytuacji ma się do czynienia z przypadkiem pewnej formy rekonfiguracji planu lotu.

2. Struktura systemu antykolizyjnego

Na schemacie przedstawiono ogólną ideę systemu antykolizyjnego AURA. W jego skład wchodzi następujące elementy (rys. 2.):

- radarowy detektor przeszkód (RDP),
- cyfrowy radiowysokościomierz (CRW),
- mikrokomputer AXMOD RDP,
- mikrokomputer AXMOD CRW,
- centralny komputer systemu antykolizyjnego,
- mapa terenu i baza przeszkód,
- system odniesienia AHRS.



Rys. 2. Struktura systemu antykolizyjnego

Fig. The structure of anti-collision system

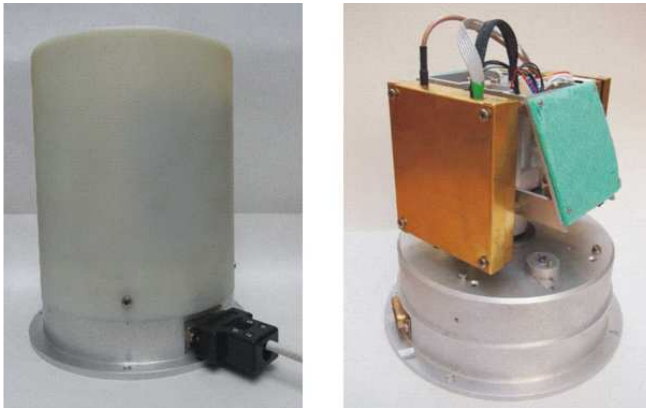
System jest autonomiczny i wykorzystuje trzy źródła informacji o przeszkodach: radarowy detektor przeszkód, cyfrowy radiowysokościomierz oraz mapę terenu z bazą przeszkód. RDP wykrywa przeszkody ruchome i nieruchome oraz określa ich odległość od obiektu, a dla ruchomych przeszkód wylicza ich prędkości przemieszczania. CRW wykonuje pomiary wysokości lotu obiektu względem powierzchni Ziemi oraz prędkość zmian tej wysokości. Przetwarzanie pierwotnego sygnału uzyskanego z RDP i CRW na odpowiednie wielkości fi-

zyczne jest dokonywane w mikrokomputerze AXMOD RDP i AXMOD CRW. Baza przeszkód jest zbiorem informacji dotyczących statycznych naziemnych przeszkód na obszarze obejmującym zadaną trajektorię lotu. Zawiera także dane dotyczące wysokości powierzchni terenu. Komputer centralny jest przewidziany do zbierania przetworzonych informacji z urządzeń pomiarowych i zaimplementowania programu tworzącego model otoczenia [3] oraz interfejsu z systemami automatycznego sterowania. Jego zadaniem jest, na podstawie informacji otrzymanych z RDP i danych o ruchu latającego obiektu uzyskanych z AHRS i CRW, stworzenie zaktualizowanej bazy przeszkód zawierającej odpowiednie ich reprezentacje w przestrzeni. W każdym kroku, w którym następuje odczyt nowych danych z posiadanych źródeł informacji, jest dokonywane sprawdzenie, czy zaistniało niebezpieczeństwo kolizji z wykrytą przeszkodą [2]. Spełnienie tego warunku powoduje przesłanie sygnału do systemu zarządzania lotem.

3. Urządzenia sytemu antykolizyjnego

Radarowy detektor przeszkód jest podstawowym urządzeniem, które dostarcza do systemu antykolizyjnego informację o aktualnej sytuacji w przestrzeni otaczającej latający obiekt. Składa się z dwóch modułów nadawczo-odbiorczych pracujących z częstotliwością 24 GHz. Każdy z nich jest umieszczony razem z antenami nadawczą i odbiorczą na jednej płycie elektronicznej, zamocowany mi w górnej części sztywnej, obrotowej platformy po dwóch przeciwnych jej stronach (rys. 3.). Sygnał jest zbierany na przemian z jednego i drugiego modułu i jest formowany w modulatorze, a następnie w filtrze dolnoprzepustowym oraz wzmacniaczu. Tak przetworzony sygnał z części ruchomej jest przekazywany poprzez wielokanałowe złącze obrotowe (wyposażone w pierścienie ślizgowe) do 16-bitowego przetwornika analogowo-cyfrowego znajdującego się w dolnej, nieruchomej części obudowy RDP. Cyfrowy sygnał podlega numerycznej obróbce w mikrokomputerze AXMOD-RDP. Wykonywana jest tam m.in. szybka transformata Fouriera. Na podstawie wyników analizy uzyskanego widma sygnału stwierdza się, czy w danym sektorze wystąpiła przeszkoda. Po jej wykryciu są określane dwa istotne, charakterystyczne parametry: odległość pomiędzy obiektem a przeszkodą oraz prędkość radialna względem obiektu latającego. RDP ma możliwość wykrycia do pięciu przeszkód w jednym sektorze i przyporządkowania im wymienionych, charakterystycznych parametrów. Detekcja jest realizowana w płaszczyźnie horyzontalnej w części przedniej półsfery, mieszczącej się w wycinku koła o wartości 156° symetrycznie usytuowanym względem podłużnej osi obiektu. Odpowiada to 13 sektorom o szerokości po 12° każdy. Prędkość kątowna platformy jest utrzymywana na stałym poziomie ok. 19 rad/s. Do pomiaru prędkości kątowej w układzie stabilizacji jest wykorzystywany czujnik halotronowy. Zasięg działania detektora wynosi około 200 m. Zależy on od wielkości powierzchni przeszkody i kształtu oraz rodzaju materiału, z którego jest zrobiona. Obudowa RDP (rys. 3.) ma kształt walca, którego

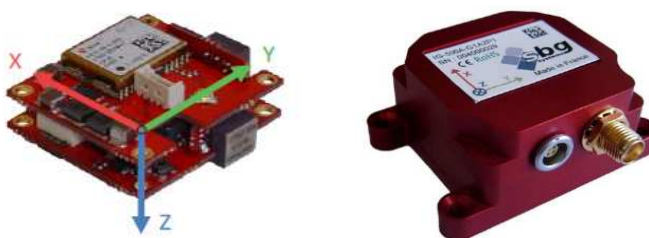
maksymalna średnica wynosi 170 mm, a wysokość 150 mm. Całkowita masa urządzenia z obudową i umieszczonym w jej wnętrzu mikrokomputerem AXMOD-RDP nie przekracza 1,9 kg.



Rys. 3. Radarowy detektor przeszkód (RDP)

Fig. 3. Radar-based Obstacles Detector (ROD)

Układ odniesienia (*Attitude and Heading Reference System* – AHRS) typu IG-500N (rys. 4.), oferowany przez firmę SBG Systems [5], wykonuje pomiary położenia kąтового i liniowego obiektu latającego w przestrzeni, a także dostarcza trzy składowe jego prędkości liniowej i kątovej oraz składowe przyśpieszenia. Maksymalna częstotliwość próbkowania systemu AHRS wynosi 100 Hz. Wbudowany układ GPS wylicza położenie we współrzędnych geograficznych z częstotliwością 4 Hz [5] oraz wysokość bezwzględną korygowaną od czujnika ciśnieniowego. Uzyskane informacje z systemu AHRS o położeniu kątowym i liniowym oraz prędkości obiektu latającego służą do wyliczenia bezwzględnego położenia i prędkości wykrytej przeszkody. Przykładowo, dokładności statycznych pomiarów kątów położenia obiektu uzyskiwane z AHRS mieszczą



Rys. 4. System AHRS IG-500N SBG

Fig. 4. The AHRS IG-500N SBG system

się w granicach $\pm 1^\circ$. Osiągane dokładności pomiarów klasyfikują system w średniej klasie tego typu przyrządów. Zaletą omawianego urządzenia są jego małe wymiary 36 x 49 x 22 mm i bardzo mała masa 46 g (bez anteny GPS).

Cyfrowy radiowysokościomierz (CRW), zaprojektowany i wykonany w Instytucie Lotnictwa, dokonuje pomiarów wysokości obiektu latającego względem powierzchni Ziemi od 0 do 300 m z częstotliwością 20 Hz. Uzyskiwana dokładność wynosi ± 1 m w zakresie od 0 do 20 m, a powyżej tego zakresu nie jest gorsza niż ok. $\pm 5\%$. Prędkość pionowa jest mierzona od ± 1 do ± 30 m/s. CRW jest bardziej wiarygodnym źródłem informacji o wysokości względnej w porównaniu z AHRs. Z tego powodu CRW pełni istotną rolę, szczególnie w sytuacji, gdy nie jest możliwe korzystanie z bazy danych dotyczących wysokości terenu. Korelacja wysokości względnej i tendencji jej zmian może umożliwić prognozowanie niebezpieczeństwa zderzenia latającego obiektu z powierzchnią terenu. Urządzenia z systemem anten i mikrokomputer AXMOD-CRW są umieszczone w obudowie o wymiarach 204 x 91 x 55 mm, a jego całkowita masa nie przekracza 1,1 kg. Baza danych ukształtowania terenu składa się z plików tekstowych (oferowanych np. przez firmę Geosystem), zawierających informację o wysokości terenu z uwzględnieniem obiektów znajdujących się na powierzchni Ziemi. Dane zostały przygotowane przez wspomnianą firmę w prostokątnym układzie współrzędnych z rozdzielczością 20 x 20 m.

4. Wnioski

System po odpowiednim dostosowaniu (głównie w zakresie oprogramowania) może być wykorzystany w obiektach bezzałogowych z automatycznie sterowanym lotem lub sterowanych zdalnie, a także w obiektach załogowych z pilotem. Zastosowanie opisanego systemu antykolizyjnego do lotów autonomicznych wymaga z jednej strony opracowania rozbudowanego systemu automatyzacji lotu, z drugiej wykonania złożonego oprogramowania, które pozwoli na ścisłą współpracę systemu antykolizyjnego z systemami automatyzacji lotu. W przedstawionym materiale zawarto istotne wskazania dotyczące sposobu zapewnienia odpowiedniej, programowej współpracy pomiędzy wymienionymi systemami. Osobnym zagadnieniem jest sposób przejmowania kontroli lotu pomiędzy systemem antykolizyjnym a modułem realizującym automatyczny lot wzdłuż zadanej trajektorii lotu. Opisany system ze względu na zasięg RDP może znaleźć zastosowanie na obiektach poruszających się z prędkością nie większą niż 50 m/s. Dokładniejsza granica tej prędkości jest możliwa do określenia po uzyskaniu informacji o charakterystykach manewrowych wybranego obiektu. System był poddany wstępnym badaniom podczas lotu na dwuosobowym śmigłowcu A600 Talon. Uzyskane wyniki świadczą o konieczności przeprowadzenia dalszych badań w celu precyzyjnego sprawdzenia założonych parametrów i wprowadzenia ewentualnych modyfikacji. Udoskonalanie algorytmów obróbki

sygnałów pomiarowych pozwoli na zwiększenie odporności systemu na zakłócenia i skuteczniejszą wykrywalność przeszkód.

Literatura

- [1] Graffstein J.: Dobór parametrów manewru antykolizyjnego i jego przebieg. Prace Instytutu Lotnictwa w Warszawie, 224 (2012), 32-45.
- [2] Graffstein J.: Elementy procesu wykrycia zagrożenia kolizją i automatycznie sterowany manewr awaryjny. Pomiary Automatyka Robotyka, 2 (2012), 383-387.
- [3] Jankowski S., Szymański Z., Szczyrek J., Graffstein J.: Metoda tworzenia modelu otoczenia z pomiarów radarowego detektora przeszkód w systemie unikania kolizji. Prace Instytutu Lotnictwa w Warszawie, 224 (2012), 20-31.
- [4] Graffstein J.: Metoda automatycznego sterowania ruchem samolotu wykonującym manewr antykolizyjny. Zeszyty Naukowe Akademia Marynarki Wojennej w Gdynii, 185A (2011), 179-188.
- [5] IG-500N GPS aided AHRS User Manual. SBG Systems, 2009.

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

Abstract

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

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

DOI:10.7862/rm.2013.24

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Adam JAROSZEWICZ¹

PROJEKT KONCEPCYJNY GLOBALNEGO SYSTEMU NAWIGACYJNEGO DLA MARSA

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

Słowa kluczowe: Mars, system nawigacyjny, transmisja danych

1. Wprowadzenie

Mars fascynował i kreował wyobraźnię człowieka od tysięcy lat. Starożytni Rzymianie nazwali jego imieniem swego boga wojny, wyobrażając sobie, że jego rdzawo-czerwone zabarwienie powstało z krwi poległych wojowników² [1]. Dotychczasowa eksploracja Marsa prowadzona przez człowieka obejmuje 40 prób wysłania sond międzyplanetarnych w kierunku planety, poczynając od przelotu sondy w pobliżu planety (np. Mariner 4, 6, 7), poprzez wprowadzenie sondy na orbitę planety (tzw. Orbiter; np. Mars 2, 5, Mariner 9, Mars Odyssey),

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Adam Jaroszewicz, Politechnika Wrocławska, Wybrzeże Wyspiańskiego 27, 50-370 Wrocław, tel.: (71) 3203772, e-mail: adam.jaroszewicz@pwr.wroc.pl

² Odległość Marsa od Ziemi w zależności od wzajemnego położenia planet względem Słońca zawiera się od $5,576 \cdot 10^7$ km (0,37 AU) – wielka opozycja do $4,013 \cdot 10^8$ km (2,52 AU) – koniunkcja górna, co odpowiada czasowi „przebiegu” fali elektromagnetycznej na trasie Mars – Ziemia → 186 s (3 min 6 s – wielka opozycja) i 1337 s (20 min 57 s – koniunkcja górna). 1 AU (j.a.) – jednostka astronomiczna – średnia odległość Ziemi od Słońca, 1 AU = $1,496 \cdot 10^8$ km.

ładowanie próbników na powierzchni (np. Mars 3, Viking 1, 2, Phoenix) i na dostarczeniu autonomicznych ruchomych pojazdów/łazików na powierzchnię planety kończąc (tzw. Lander/Rover; Sojourner, MER-A Spirit, MER-B Opportunity, MSL Curiosity), umożliwiając prowadzenie prac badawczych nie tylko w miejscu lądowania, ale także w najbliższej okolicy [1, 2].

W ciągu ostatnich 20 lat nawigacja satelitarna rozwinęła się z nauki „eksperymentalnej” do dojrzałej technologii, która zrewolucjonizowała globalne systemy nawigacji obiektów ruchomych. Obecnie istnieje możliwość realizacji praktycznie natychmiastowego pozycjonowania i nawigacji oraz łączności dla użytkowników znajdujących się w dowolnym miejscu globu. Diametralnie inaczej sytuacja przedstawia się w przypadku nawigacji i łączności dla obiektów znajdujących się w „głębokiej” przestrzeni kosmicznej lub na powierzchniach innych ciał niebieskich. Nawigacja i łączność z sondami międzyplanetarnymi znajdującymi się w Układzie Słonecznym są obecnie realizowane za pomocą sieci *Deep Space Network* (DSN)³. Najtrudniejsze warunki do łączności kosmicznej występują nie tylko w przypadku dalekich misji kosmicznych w odległe rejony Układu Słonecznego, ale także dla misji bliskich w okolice Wenus, Merkurego lub Słońca. W pierwszym przypadku występują znaczne ograniczenia mocy sygnałów użytecznych ze względu na odległość, w drugim zaś wpływ silnych zakłóceń elektromagnetycznych ze strony Słońca [3].

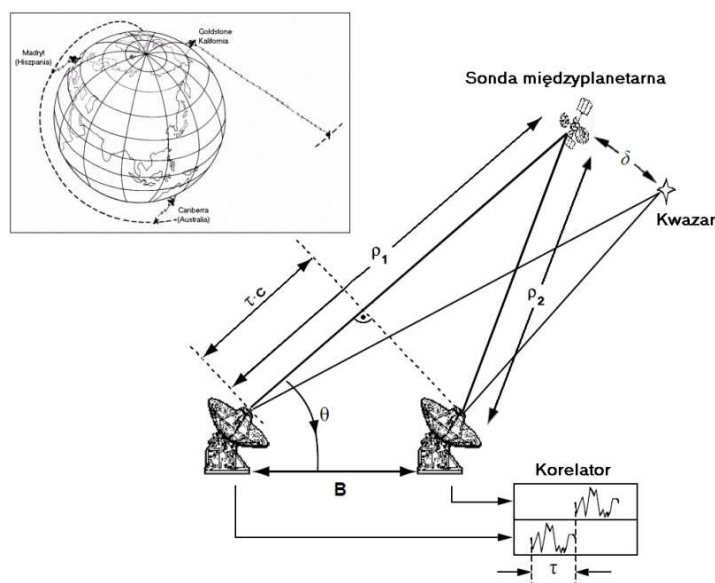
Systemy łączności ze statkami kosmicznymi zapewniają dwukierunkową transmisję danych, systemy nawigacji pozwalają określić położenie obiektu w przyjętym układzie współrzędnych [3, 4]. Nawigacja statku kosmicznego w przestrzeni kosmicznej ma na celu:

- określenie aktualnego położenia i planowanej trajektorii lotu,
- określenie parametrów pracy zespołu napędowego (np. ciąg, czas pracy), korekcja aktualnej trajektorii lotu (np. wprowadzenie na orbitę wokół planety – cel podróży).

Systemy nawigacji kosmicznej pozwalają określić m.in. prędkość lotu sondy międzyplanetarnej (w kierunku zgodnym lub przeciwnym do ruchu Ziemi), odległość od Ziemi, położenie w przyjętym układzie współrzędnych (np. położenie na tle nieba) oraz położenie w odniesieniu do celu misji (np. planety) poprzez wykonanie np. serii zdjęć (*Optical Navigation, OpNav*) – obserwacja miejsca docelowego (np. powierzchni planety) celem dokonania np. niezbędnych korekcji trajektorii lotu przed lądowaniem [5]. Prędkość lotu sondy międzyplanetarnej jest określana na podstawie „przesunięcia Dopplera”, odległość zaś od Ziemi na podstawie czasu „przebiegu” zakodowanego (*kod czasowy*

³ *Deep Space Network* (DSN) – nadawczo-odbiorcza globalna sieć dużych anten zarządzana przez Jet Propulsion Laboratory (USA). DSN pozwala na nawiązanie łączności pomiędzy Ziemią a bezałogowymi sondami kosmicznymi eksplorującymi Układ Słoneczny za pośrednictwem sieci przekaźników z antenami o średnicy 34 i 70 m rozmieszczonymi w trzech kompleksach oddalonych od siebie o ok. 120° – Madryt (Hiszpania), Canberra (Australia) i Goldstone (Kalifornia, USA).

– *Time code*) sygnału transmitowanego z Ziemi i retransmitowanego⁴ przez nadajnik pokładowy w kierunku powrotnym. Przy znanym opóźnieniu „wnoszonym” przez systemy pokładowe sondy i urządzenia naziemne oraz przy uwzględnieniu wpływu atmosfery ziemskiej (np. refrakcja jonosferyczna) możliwe jest określenie odległości Ziemia – sonda międzyplanetarna z dokładnością do pojedynczych metrów. Położenie kątowe w przyjętym układzie odniesienia oraz prędkość opierając się na przesunięciu Dopplera, są realizowane metodą opóźnienia grupowego lub metodą VLBI [3, 4, 6].



Rys. 1. Metoda VLBI określania odległości za pośrednictwem sieci Deep Space Network

Fig. 1. The VLBI method of distance determination using Deep Space Network

Pomiar położenia kąowego sondy międzyplanetarnej metodą VLBI⁵ polega na jednoczesnym odbiorze sygnałów transmitowanych przez sondę przez dwa niezależne odbiorniki DSN umieszczone na powierzchni Ziemi, oddalone od

⁴ Pasmo X – łączność Ziemia – statek kosmiczny $f = 7,145\div 7,235$ GHz, statek kosmiczny – Ziemia $f = 8,400\div 8,500$ GHz, pasmo S – łączność Ziemia – statek kosmiczny $f = 2,025\div 2,120$ GHz, statek kosmiczny – Ziemia $f = 2,200\div 2,300$ GHz. Pasmo Ka – łączność Ziemia – statek kosmiczny $f = 34,200\div 34,700$ GHz, statek kosmiczny – Ziemia $f = 31,800\div 32,300$ GHz. Częstotliwość sygnału retransmitowanego z pokładu sondy międzyplanetarnej jest „przesunięta” do częstotliwości sygnału odbieranego w stosunku: pasmo S – 240/221, pasmo X – 880/749, pasmo Ka – 3344/3599.

⁵ VLBI (*Very – Long – Baseline Interferometry*) – interferometria wielkobazowa. Proces ten wymaga znajomości dokładnego położenia każdej stacji DSN w odniesieniu do lokalizacji osi ziemskiej – wspólnie błąd ten nie przekracza 3 cm.

siebie o odległość B (tzw. baza). W procesie detekcji koherentnej odebrane sygnały zostają poddane procesowi korelacji. Do dwóch odbiorników docierają dwa identyczne sygnały transmitowane przez sondę przesunięte w fazie ze względu na różnice dróg ρ_1 i ρ_2 . Pomiar przesunięcia fazowego pomiędzy sygnałami (proces korelacji) umożliwia określenie ich wzajemnego opóźnienia τ i kąta podniesienia anteny $\theta - \Delta\text{DOR}$ ⁶ (rys. 1.).

$$\rho_1 - \rho_2 = B \cdot \sin \theta \rightarrow \tau \cdot c = B \cdot \sin \theta \rightarrow \sin \theta = \tau \cdot c / B \quad (1)$$

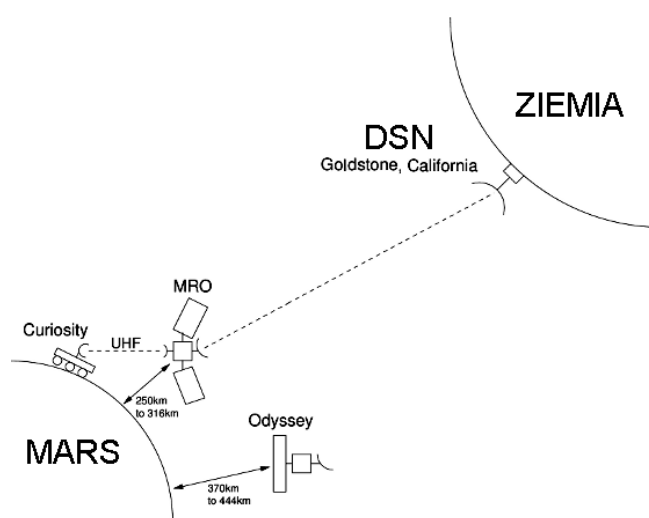
Takie rozmieszczenie odbiorników DSN pozwala, na podstawie pomiaru przesunięcia fazowego fali elektromagnetycznej, zmierzyć kąt θ pomiędzy prostą wyznaczaną przez anteny w zakresie od 0° do 180° a umowną linią łączącą antenę z sondą międzyplanetarną (tzw. linia namiaru). Wykorzystanie metod triangulacji umożliwia określenie położenia przestrzennego sondy międzyplanetarnej, jednakże z powodu „niedokładnego” ustawienia anteny w kierunku sondy sam pomiar jest obciążony znacznym błędem. Jako obiekty odniesienia (*Reference source*) służą m.in. kwazary, których pozycje przestrzenne są dokładnie określone metodami astronomicznymi (odległość kątowa $\leq 15^\circ$). Współcześnie dokładność określania pozycji w rejonie Układu Słonecznego (VLBI) jest szacowana na ok. 5 nrad (750 m na odległości 1 AU) [7, 8].

2. Nawigacja i łączność z Marsem – stan obecny

Współcześnie nawigacja i łączność z sondami krążącymi wokół Marsa i łazikami poruszającymi się po jego powierzchni jest realizowana za pomocą sieci DSN. Wzajemna odległość Ziemi i Marsa zmienia się prawie 7-krotnie w zależności od wzajemnego położenia planet, co ma znaczący wpływ na jakość transmisji. Przy odległościach powyżej 2,45 AU (planety po przeciwnych stronach Słońca) zakłócenia wnoszone przez gwiazdę praktycznie uniemożliwiają realizację łączności radiowej Mars – Ziemia [2]. Szybkość bezpośredniej transmisji danych na trasie Mars – Ziemia z pokładów łazików marsjańskich zależy m.in. od mocy pokładowych źródeł energii elektrycznej. Ograniczona pojemność ładownika determinuje rozmiary samego łazika, a także rozmiary i moc pokładowych źródeł energii elektrycznej. Problem deficytu mocy elektrycznej w znacznie mniejszym stopniu występuje w przypadku orbiterów – sztucznych satelitów Marsa krążących po orbicie wokółmarsjańskiej. Dwa „aktywne” sztuczne satelity Marsa: Mars Odyssey i Mars Reconnaissance Orbiter są zasilane za pośrednictwem paneli ogniw fotoelektrycznych: Mars Odyssey – $P_{zasil\ max} = 750\ W$, Mars Reconnaissance Orbiter – $P_{zasil\ max} = 2000\ W$. Pozwala to na zwiększenie mocy nadajników pokładowych, co jest równoznaczne ze

⁶ ΔDOR – *Delta Differential One-way Range* – różnicowa metoda pomiaru odległości poprzez jednokierunkową emisję fali elektromagnetycznej, np. sonda międzyplanetarna – Ziemia.

wzrostem szybkości transmisji danych: Mars Reconnaissance Orbiter – $P_{\text{NAD}} = 100 \text{ W (X)}$, 35 W (Ka) ; szybkość transmisji z Ziemią $0,5 \div 3,5 \text{ Mb/s}$, Mars Odyssey – $P_{\text{NAD}} = 15 \text{ W (X)}$; szybkość transmisji z Ziemią $128 \div 256 \text{ kb/s}$. Dodatkowo sztuczne satelity Marsa uczestniczą w retransmisji danych z/na pokład łazików marsjańskich, co pozwala na ograniczenie mocy nadajników pokładowych łazików (ograniczenie zużycia energii elektrycznej) i wzrost szybkości transmisji⁷. Wysokość orbity sztucznych satelitów Marsa, np. Mars Reconnaissance Orbiter – $h = 250 \div 316 \text{ km}$, umożliwia transmisję danych na Ziemię przez czas $10 \div 11 \text{ h/SOL}$ (rys. 2.) [2, 9].



Rys. 2. System transmisji danych z pokładów sond i łazików marsjańskich

Fig. 2. The data transmission system from deck of Mars probes and exploration rovers

3. Nawigacja i łączność z Marsa – przyszłość

Współczesna nawigacja sond międzyplanetarnych znajdujących się w dalekiej przestrzeni kosmicznej jest procesem złożonym, czasochłonnym i kosztownym, wymagającym do pracy rozbudowanej infrastruktury naziemnej. Sam proces nawigacji jest całkowicie nieautonomiczny; sonda nie jest w stanie, wykorzystując aparaturę pokładową, określić swojego położenia przestrzennego w przyjętym układzie odniesienia. DSN zapewnia doskonałe możliwości nawigacyjne. Jednak pozwala na jednoczesne prowadzenie nawigacji tylko czterech

⁷ Podczas 9 min z pokładu łazika, np. MSL – Curiosity do Mars Reconnaissance Orbiter MRO (*Mars Odyssey Orbiter*) zostanie przesłanych maksymalnie $8 \div 9 \text{ MB}$ danych; identyczna liczba danych będzie przesyłana bezpośrednio z łazika na Ziemię od 1,5 do 5 h.

obiektów znajdujących się na powierzchni Marsa; możliwości te są ograniczone przez prędkość rozchodzenia się fal elektromagnetycznych. Czas ten staje się kluczowym zagadnieniem, gdy np. lądownik sondy „wchodzi” w końcową fazę lądowania, np. na powierzchni Marsa. W pewnym momencie czas trwania procedury lądowania będzie krótszy, niż czas potrzebny do przesłania przez DSN na pokład lądownika (lądownik – Ziemia DSN – lądownik) niezbędnych korekt nawigacyjnych, co może mieć decydujący wpływ na powodzenie misji. Dla zdalnej nawigacji sond międzyplanetarnych prowadzonych przez DSN z powierzchni Ziemi praktycznie niemożliwy staje się dokładny rozdział systemów pokładowych sond na systemy nawigacji i systemy łączności (transmisji danych). Przykładowo, nawigacja optyczna OpNav jest prowadzona podczas podejścia do lądowania (np. zdjęcia powierzchni Marsa), zdjęcia są przesyłane przez system łączności DSN (transmisja danych) do stacji naziemnych, gdzie jest prowadzona procedura określenia położenia sondy względem trajektorii lądowania (nawigacja), następnie zaś sygnały korekcyjne przez system łączności (transmisja danych) są przesyłane do systemów pokładowych sondy odpowiedzialnych za orientację w przestrzeni.

Współcześnie funkcjonujące ziemskie systemy nawigacji satelitarnej (GPS, GLONASS, BEIDOU) są także systemami nawigacji i transmisji danych, przy czym dla szerokiego spektrum użytkowników jest udostępniona jedynie funkcja nawigacji. Poszczególne satelity wymienionych systemów tworzą rozbudowaną sieć transmisji danych na trasie: Ziemia – satelita nawigacyjny – Ziemia, a także pomiędzy satelitami systemu nawigacyjnego. Uaktualnienie danych nawigacyjnych retransmitowanych z pokładów satelitów nawigacyjnych do użytkowników jest realizowane przez system łączności (transmisja danych) pomiędzy satelitami i stacjami naziemnymi. Już system Transit umożliwiał (oprócz nawigacji) retransmisję informacji pomiędzy uprzywilejowanymi użytkownikami systemu (US Navy). Przyszłościowy europejski system nawigacji satelitarnej Galileo będzie oferował, oprócz trybu nawigacji, także tryb łączności i transmisji danych – serwis poszukiwania i ratowania SAR (*Search and Rescue Service*). Satelitarne systemy nawigacyjne, jakim bez wątpienia jest np. system GPS, jest de facto systemem transmisji danych. Określanie pozycji użytkownika systemu jest realizowane w odbiorniku nawigacyjnym, zabudowanym np. w telefonie GSM trzymanym w ręce przez użytkownika, na podstawie danych nawigacyjnych opracowanych w stacji segmentu naziemnego (główna stacja nadzoru – baza sił lotniczych Shriever AFB w Colorado Springs, USA), retransmitowanych przez sieć sztucznych satelitów systemu GPS w skali całego globu. Obecnie w różnych miejscach Układu Słonecznego znajduje się 9 „czynnych” obiektów⁸, z którymi jest utrzymywana łączność i prowadzona nawigacja za pośrednictwem sieci

⁸ Voyager 1, Voyager 2, Cassini Huygens, New Horizons, Mars Express, Mars Odyssey Orbiter, Mars Reconnaissance Orbiter, MER Opportunity, MSL – Curiosity.

DSN⁹. Znaczny wzrost liczby i różnorodności misji badawczych, „bogactwo” instrumentów pokładowych i informacji gromadzonych w pamięciach lądowników / łazików, spowoduje zwiększenie liczby danych i wymusi konieczność wzrostu szybkości transmisji pomiędzy próbnikami operującymi zarówno w rejonie Marsa, jak i z Ziemią. Załogowa wyprawa na Marsa postawi przed projektantami całkowicie nowe wyzwania dotyczące transmisji danych z głębokiej przestrzeni kosmicznej, tj. zapewnienie ciągłej, szerokopasmowej transmisji danych o przepustowości co najmniej 50÷100 Mb/s.

Reasumując, proces stałej eksploracji Marsa, którego ukoronowaniem ma być załogowa wyprawa na Marsa, będzie wymagać budowy w pełni autonomicznego i niezawodnego systemu nawigacji i łączności (transmisji danych) w skali całej planety. Marsjański system nawigacji i łączności powinien zapewnić m.in. [10]:

- możliwość określenia pozycji (informacje nawigacyjne) użytkownika z wymaganą dokładnością w skali całego globu¹⁰ na powierzchni planety i w bliskiej przestrzeni kosmicznej (np. wspomaganie nawigacyjne w krytycznych fazach lotu, lądowanie na powierzchni planety),
- retransmisję danych z pokładów lądowników / łazików na Ziemię – wzrost prędkości transmisji (łącze laserowe) – ograniczenie mocy / zużycia energii przez lądowniki / łaziki marsjańskie,
- retransmisję danych pomiędzy np. lądownikami, łazikami, balonami, samolotami w skali całej planety (np. badania geologiczne, meteorologiczne),
- globalne wsparcie w zakresie łączności i transmisji danych dla wielu użytkowników (np. członkowie załóg),
- minimalizację zmienności pokrycia powierzchni planety i błędów określania pozycji użytkowników z powodu długoterminowych perturbacji orbit satelitów systemu,
- maksymalną efektywność dla danej konstelacji satelitów oraz sprawność systemu w przypadku np. „utrąty” jednego z satelitów nawigacyjnych.

W wyborze optymalnego, satelitarnego systemu nawigacyjnego dla Marsa należy kierować się m.in.:

- zasięgiem i niezawodnością funkcjonowania systemu,
- dokładnością i szybkością określania pozycji użytkowników,
- dostępnością i liczbą użytkowników,

⁹ Maksymalna prędkość transmisji danych na trasie orbita marsjańska – Ziemia nie przekracza 3,5 Mb/s przy ograniczeniach czasowych do ok. 11 h / SOL, wynikających z ruchu obrotowego planety. Przy tej prędkości „przesłanie” jednego zdjęcia powierzchni Marsa w wysokiej rozdzielczości na Ziemię zajmuje ok. 90 min, co pozwala na przesłanie ok. 7 zdjęć / SOL.

¹⁰ Dotychczasowa eksploracja Marsa prowadzona za pośrednictwem lądowników i łazików była skupiona głównie na równikowym pasie powierzchni planety zawartej pomiędzy zwrotnikami (dla Marsa – 24,936°N÷24,936°S).

- autonomicznością i możliwością „zdalnej” konfiguracji elementów systemu,
- liczbą satelitów i stacji monitorujących systemu nawigacyjnego.

Szacuje się, że w czasie pierwszego etapu eksploracji Marsa liczba użytkowników systemu nawigacyjnego nie przekroczy kilkunastu, kilkudziesięciu odbiorców.

Kolejnym celem jest wybór metody określania powierzchni pozycyjnych¹¹, która ma bezpośredni wpływ na organizację systemu nawigacyjnego, a pośredni na jego autonomiczność. „Ziemskie” satelitarne systemy nawigacyjne, wykorzystujące głównie metodę odległościową (GPS, GLONASS, GALILEO)¹², umożliwiają określenie położenia w dowolnym punkcie globu w czasie nieprzekraczającym kilku minut z dokładnością kilku metrów. Dokładność i szybkość określania pozycji jest jednak odkupiona rozbudowaną strukturą kosmiczną i naziemną systemów (GPS – 24 satelity, 12 stacji naziemnych, GLONASS – 24 satelity, 6 stacji naziemnych, GALILEO – 27 satelitów, 5 stacji naziemnych). Marsjański system nawigacyjny ma być systemem „bezobsługowym”, w pełni autonomicznym, którego dane nawigacyjne retransmitowane do użytkowników są opracowywane nie na powierzchni Marsa, lecz na Ziemi i retransmitowane do satelitów systemu poprzez sieć DSN. Dlatego też w pierwszym etapie eksploracji Marsa¹³ dokładność i szybkość określania pozycji na powierzchni Marsa wydaje się być celem drugorzędny¹⁴ na rzecz zasięgu i niezawodności satelitarnego systemu nawigacyjnego. Dokonując analizy „ziemskich” systemów nawigacji satelitarnej pod kątem minimalnej liczby satelitów niezbędnych do określenia pozycji użytkownika, autonomiczności systemu i liczby stacji naziemnych „obsługujących” dany system nawigacyjny, najbardziej korzystnym rozwiązaniem w pierwszym etapie eksploracji Marsa wydaje się być dopplerowski system nawigacji satelitarnej¹⁵.

¹¹ Powierzchnia pozycyjna – miejsca geometryczne punktów w przestrzeni odpowiadające stałej wartości mierzonego parametru (np. kąta, odległości) – dla metody odległościowej powierzchnia kuli, w środku której znajduje się sztuczny satelita. Współcześnie w radionawigacji jest znanych pięć metod określania powierzchni pozycyjnych (kątowna, odległościowa, różnic odległości, pomiaru prędkości radialnej satelity, dopplerowska), jednak tylko dwie odczekały się praktycznego zastosowania: metoda dopplerowska (TRANSIT) i metoda odległościowa (np. GPS, GLONASS, GALILEO).

¹² Określenie położenia użytkownika (punkt przecięcia się powierzchni pozycyjnych) przez pomiar odległości pomiędzy kilkoma satelitami systemu nawigacyjnego (efemerydy satelitów (współrzędne) w informacji nawigacyjnej) a obserwatorem.

¹³ Misje marsjańskie do chwili lądowania ludzi na powierzchni planety bez budowy stałej bazy załogowej na powierzchni.

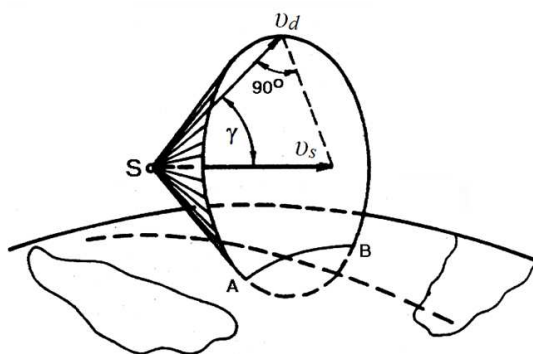
¹⁴ Dokładność określania pozycji rzędu 1-2 km w czasie 60-120 min wydaje się do zaakceptowania na bezdrożach Marsa.

¹⁵ Jedynym istniejącym systemem nawigacji satelitarnej wykorzystującym zjawisko Dopplera był „nieczynny już” system TRANSIT opracowany na początku lat 60. XX w. przez USA na potrzeby amerykańskiej flotyli łodzi podwodnych Polaris. W 1968 roku system został oddany do użytku cywilnego pod nazwą NNSS (*Naval Navigation Satellite System*). System tworzyło 6 (7 od 1988 r.) satelitów nawigacyjnych, rozmieszczonych na sześciu orbitach kołowych, biegunowych ($h = 1100$

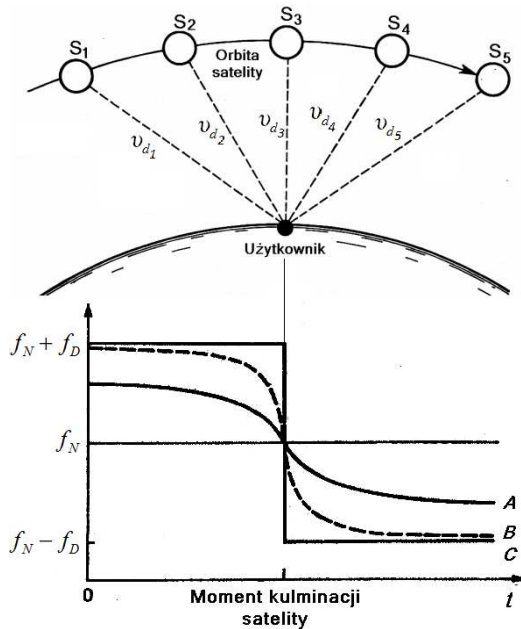
Systemy dopplerowskie opierają się na pomiarze szybkości zmiany odległości od użytkownika do nadajnika, którą określa częstotliwość Dopplera dla sygnału emitowanego z pokładu satelity [11]. Wielkość dopplerowskiego przesunięcia częstotliwości dla danego miejsca jest wprost proporcjonalna do prędkości ruchu względnego satelity v_s i użytkownika. Przecięcie się powierzchni stożkowej (powierzchni pozycyjnej) odpowiadającej stałej wartości dopplerowskiego przesunięcia częstotliwości z powierzchnią planety (np. Marsa) wyznacza linię pozycyjną, zwaną izodoppą (rys. 3.). Prędkość v_d oblicza się na podstawie dopplerowskiego przesunięcia częstotliwości sygnału odbieranego z satelity. Określenie pozycji użytkownika jest analogiczne do metody wykorzystanej w hiperbolicznych systemach nawigacyjnych, w których tzw. baza (odległość pomiędzy stacjami bazowymi systemu – nadajnikami radiowymi) jest równa odległości „pokonywanej” przez jednego satelitę w wybranym przedziale czasu, $S_1 \div S_n$ (tzw. punkty bazowe, np. satelity systemu Transit pokonywały w ciągu 1 s odległość ok. 44 km). Położenie użytkownika na powierzchni Ziemi określa się poprzez odniesienie go do „znanej” orbity satelity nawigacyjnego (efemerydy satelity). W celu określenia pozycji użytkownika w układzie współrzędnych geograficznych należy określić miejsce, w którym dopplerowska zmiana częstotliwości zmienia znak, czyli przechodzi przez zero (rys. 4.). W wyniku względnego ruchu satelity nawigacyjnego i użytkownika otrzymuje się tzw. krzywe zmian częstotliwości dopplerowskiej, których kształt zależy od odległości użytkownika od płaszczyzny orbity satelity. W pobliżu punktu kulminacji występują coraz szybsze zmiany częstotliwości odbieranej, które w granicznym przypadku będą występować nieskończenie szybko w granicach od $f_N + f_D$ do $f_N - f_D$ (satelita znajduje się dokładnie nad lub najbliższej odbiornika).

Rys. 3. Linie i powierzchnie pozycyjne w dopplerowskim systemie nawigacji satelitarnej: linia $A-B$ – izodoppa (położenie użytkownika systemu), S – punkt bazowy

Fig. 3. Position lines and surfaces in Doppler satellite navigation system: $A-B$ line – isodoppa (position of system user), S – base point



km) przesuniętych względem siebie o 30° , nadających w sposób ciągły sygnały zawierające dokładny aktualny czas oraz parametry swojej orbity (efemerydy). System był obsługiwany przez pięć stacji naziemnych. Informacja nawigacyjna odebrana z jednego satelity w kilku następujących po sobie odstępach czasu umożliwiała określenie pozycji odbiornika z dokładnością do 0,1 mili morskiej w skali całego globu.



Rys. 4. Zmiany częstotliwości sygnałów odbieranych z satelity – efekt Dopplera: $S_1 \div S_5$ – kolejne położenia satelity, A, B, C – odległości odbiornika od satelity (A największa, C – najmniejsza)

Fig. 4. Variation of frequency of signals emitted by satellite – Doppler effect, $S_1 \div S_5$ – following satellite positions, A, B, C – the distance between the receiver and satellite (A – the largest, C – the smallest)

System Transit wykorzystywał sześć satelitów nawigacyjnych rozmieszczonych na sześciu kołowych orbitach biegunowych¹⁶, poruszających się na wysokości ok. $h = 1100$ km. Satelity nawigacyjne systemu Transit okrążyły Ziemię w czasie ok. 108 min (13,5 razy/24 h). Ze względu na rozmieszczenie orbit satelitów każdy odbiornik nawiązywał jednoczesną łączność przeważnie tylko z jednym satelitą systemu. Poprawka położenia mogła być wyznaczona dopiero po tym, jak kolejny satelita znalazł się nad horyzontem podczas wykonywania kolejnego okrążenia i odbiornik ponownie nawiązał łączność z tym satelitą. Na średnich szerokościach geograficznych wymagało to jedno- lub dwugodzinnego oczekiwania na pojawienie się następnego satelity i wyznaczenie kolejnej pozycji, a w okolicach równika – kilkugodzinnego oczekiwania. Transit nie był w stanie realizować dynamicznego (w czasie rzeczywistym) określenia pozycji odbiornika użytkownika [6, 12, 13].

Główną zaletą dopplerowskiego systemu nawigacyjnego jest możliwość określenia pozycji użytkownika z wykorzystaniem sygnałów tylko z jednego satelity (systemy odległościowe np. GPS wymagają w przypadku nawigacji 2D – minimum trzech satelit, 3D – minimum czterech satelit), wadą zaś długi czas i niska dokładność wyznaczania pozycji. Odnosząc parametry systemu Transit

¹⁶ Orbita, której płaszczyzna pokrywa się z płaszczyzną południka lokalnego. Satelita poruszający się po orbicie biegunowej przelatuje co pewien czas nad dwoma biegunami ciała centralnego. Orbita taka, w zależności od jej promienia, przecina płaszczyznę równika przy każdym obiegu w innym miejscu (Mars), przy każdym obiegu satelity obraca się o stały kąt. Umożliwia to obserwację całej powierzchni planety.

do warunków marsjańskich, zakładając 12 okrążeń planety w ciągu trwania doby marsjańskiej – SOL, czas jednego okrążenia planety T_{SM} i wysokość orbity satelitów h_S są równe:

$$T_{SM} = \text{SOL}/12 \rightarrow 7398 \text{ s}, \quad h_S = \sqrt[3]{\left(\frac{T_{SM} \cdot \sqrt{\mu_M}}{2\pi}\right)^2} - R_M \rightarrow h_S = 509 \text{ km} \quad (2)$$

gdzie: μ – parametr grawitacyjny Marsa, $\mu = GM_M \rightarrow \mu = 4,275 \cdot 10^{13} \text{ m}^3/\text{s}^2$, przy czym G – stała grawitacji, $G = 6,673 \cdot 10^{-11} \text{ N} \cdot \text{m}^2/\text{kg}^2$, M_M – masa Marsa, $M_M = 6,4185 \cdot 10^{23} \text{ kg}$,
 R_M – średni promień Marsa, $R_M = 3,389 \cdot 10^6 \text{ m}$.

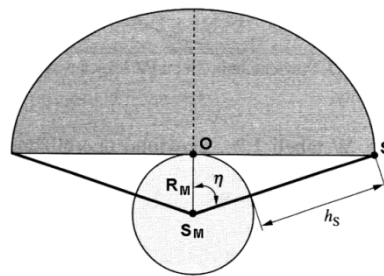
Na konfigurację satelitarnego systemu nawigacyjnego (liczba płaszczyzn orbitalnych i satelitów krążących) ma wpływ także na tzw. widzialność satelity nad horyzontem lokalnym¹⁷. „Przeloty” satelitów, dla których kąty elewacji (wysokość satelity nad horyzontem) w punkcie kulminacji są mniejsze niż 5° lub większe niż 80° , nie są wykorzystywane do celów nawigacyjnych. Kąt η określający strefę widzialności satelity:

$$\eta = \arccos \frac{R_M}{R_M + h_S} \rightarrow \eta = 29,6^\circ \rightarrow 2\eta = 59,2^\circ \Rightarrow r = 1757,7 \text{ km} \quad (3)$$

Obszar łączności z satelitą Marsa znajdującego się na orbicie kołowej o wysokości $h_S = 509 \text{ km}$ w najkorzystniejszym układzie geometrycznym (użytkownik znajduje się w płaszczyźnie orbity satelity) jest równy $2\eta = 59,2^\circ$; obejmie powierzchnię Marsa ograniczoną okręgiem o promieniu $r = 1757,7 \text{ km}$ (rys. 5.).

Rys. 5. Strefa widzialności η satelity S przez obserwatora O : S_M – środek Marsa, R_M – promień Marsa, h_S – wysokość satelity nad powierzchnią Marsa

Fig. 5. Visibility zone η of S satellite by observer O : S_M – Mars centre, R_M – Mars radius, h_S – height of the satellite over the Mars surface

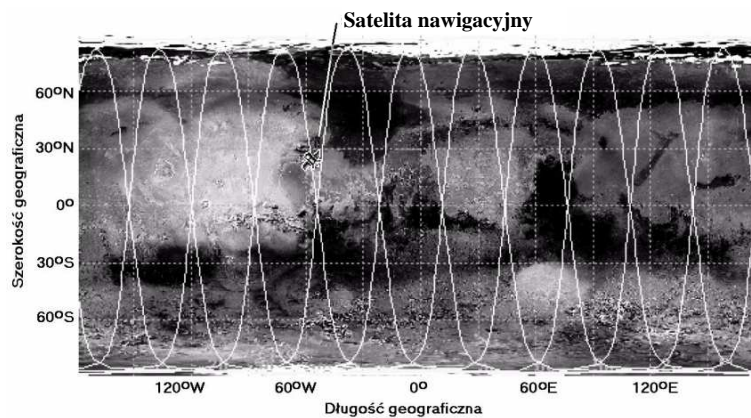


¹⁷ Widzialność satelity jest, pomijając ujemny wpływ refrakcji troposferycznej (załamania wiązki promieniowania elektromagnetycznego), równoważna z możliwością nawiązania przez użytkownika łączności z satelitą – obszar łączności z satelitą.

Minimalna liczba satelitów nawigacyjnych K dla założonego czasu oczekiwania $\Delta t_S = 120$ min na „przelot” satelity i określenie pozycji użytkownika jest równa [6]:

$$K = \frac{\pi(180^\circ) \cdot T_{SM}}{\Delta t_S \cdot 2\eta} \rightarrow \frac{180^\circ \cdot 123,3 \text{ min} (7398\text{s})}{120 \text{ min} \cdot 59,2^\circ} \rightarrow 3,12 \rightarrow 4 \quad (4)$$

Minimalna liczba satelitów jest równa 4; zwiększenie tej liczby przy ustalonych parametrach orbity skróci czas oczekiwania Δt_S . Projektowany system nawigacyjny Marsa tworzy 6 satelitów poruszających się na średniej wysokości $h_{SM} = 509$ km (3898 km od środka planety) na 6 kołowych, biegunowych orbitach, których płaszczyzny są przesunięte co 30° długości geograficznej, tzw. długości areograficznej węzła wstępującego¹⁸ (względem równika Marsa¹⁹). Opierając się na równaniu (4), otrzyma się średni czas oczekiwania Δt_S dla 6 satelitów: $\Delta t_S = 62,5$ min. Dodatkowe przesunięcie satelitów na sąsiednich orbitach w płaszczyźnie południkowej o kąt 30° (np. satelita 1. – 90°S , 0°E , satelita 2. – 60°S , 30°E , satelita 3. – 30°S , 60°E , satelita 4. – 0°N , 90°E , satelita 5. – 30°N , 120°E , satelita 6. – 60°N , 150°E (współrzędne określają rzut pozycji satelity na powierzchnię Marsa)) skróci czas oczekiwania i zapewni optimum widzialności, długości obserwacji i dokładności wskazań (rys. 6.).



Rys. 6. Przykładowy rzut trajektorii satelitów nawigacyjnych na powierzchnię Marsa

Fig. 6. The example of the projection of navigation satellite trajectory on Mars surface

¹⁸ Punkt, w którym projekcja orbity sztucznego satelity na sferę niebieską przecina się z równikiem niebieskim; satelita poruszający się po orbicie z południa na północ przecina płaszczyznę równika niebieskiego i „przechodzi” na północną półkulę niebieską (dodatnia deklinacja satelity).

¹⁹ Długość równika Marsa: $l_{RM} = 21\,378$ km.

Każdy satelita powinien obejmować swoim zasięgiem pas powierzchni Marsa o szerokości równoleżnikowej 30° , co przy teoretycznej strefie widzialności $2\eta = 59,2^\circ$ umożliwi użytkownikowi znajdującemu się w strefie równikowej nawiązanie łączności z dowolnym satelitą systemu w czasie do 60 min. Utrata jednego satelity systemu, nie wpłynie znacząco na dokładność, może jedynie wydłużyć się czas określania pozycji. Wpływ na dokładność określania pozycji użytkownika ma także stabilność częstotliwości sygnału emitowanego z satelitów. Stabilizacja częstotliwości z dokładnością 10^{-10} s spowoduje, że dla częstotliwości nośnej nadajnika satelity $f_N = 100$ MHz niedokładność dopplerowskiej zmiany częstotliwości $f_D = 1$ Hz daje błąd położenia rzędu ok. 1 min kątowej (dla Marsa 0,989 km). Wpływ refrakcji jonosferycznej na wynik pomiaru może być kompensowany zastosowaniem dwóch częstotliwości nośnych f_{N1} i f_{N2} (wystarczających na małych i średnich szerokościach geograficznych).

System nawigacyjny Marsa musi być systemem w pełni autonomicznym; nie jest możliwa częsta korekcja położenia satelitów na orbitach, jak ma to miejsce w przypadku systemów ziemskich, lub korekcja oprogramowania nawigacyjnego transmitowanego do użytkowników. Autonomiczność tę zwiększa możliwość umieszczenia wszystkich satelitów systemu na orbitach tworzących tzw. konstelację Walkera (jednorodna i spójna fazowo konstelacja satelitów na identycznych orbitach biegunowych), w której wszystkie zakłócenia ruchu satelitów, np. grawitacyjne, wpływają w równym stopniu na wszystkie satelity systemu. Umożliwia to zachowanie geometrii orbit satelitów bez nadmiernej ingerencji ze strony stacji kontroli (zużycie paliwa \rightarrow silniki korekcyjne). Konstelacja satelitów systemu nawigacyjnego Marsa tworzy konstelację Walkera $90:6/6/1^{20}$. Proces budowy w pełni funkcjonalnego systemu nawigacji satelitarnej Marsa będzie przedsięwzięciem wieloletnim, wieloetapowym [11, 14, 15]:

- etap 1. – lądowanie na powierzchni Marsa kilku bezzałogowych lądowników stanowiących stacje kontroli i sterowania systemem nawigacyjnym, lokalizacja położenia poszczególnych lądowników w marsjańskim układzie współrzędnych (za pośrednictwem orbiterów krążących po orbitach Marsa/DSN)²¹ (tab. 1.),
- etap 2. – wystrzelenie na biegunowe orbity Marsa konstelacji satelitów nawigacyjnych, „wstępne” trajektorie orbit określone za pośrednictwem orbiterów Marsa/DSN,
- etap 3. – ustalenie „dokładnych” trajektorii satelitów nawigacyjnych (efemerydy) z poziomu lądowników, np. poprzez wykorzystanie dalmie-

²⁰ 90 – kąt inklinacji – i , 6 – liczba satelitów systemu, 6 – liczba płaszczyzn orbitalnych (równomiernie rozmieszczonych), l – względna odległość pomiędzy sąsiednimi orbitami.

²¹ Lądowniki / główne stacje kontroli i sterowania pracą systemu nawigacyjnego wyposażone w wysokostabilne wzorce czasu, zasilane np. przez generatory RTG (niezależność zasilania od warunków zewnętrznych (poziom oświetlenia)) \rightarrow MSL Curiosity. W pierwszej fazie budowy systemu nawigacyjnego możliwe wykorzystanie istniejących lądowników marsjańskich jako pomocniczych stacji kontroli (tab. 1.).

rzy laserowych (ładowniki); lustra zabudowane na pokładach satelitów nawigacyjnych,

- etap 4. pełna funkcjonalność systemu – ładowniki stanowią stacje kontroli i sterowania pracą systemu nawigacyjnego; okresowa korekcja błędów nawigacyjnych (np. perturbacje orbit satelitów nawigacyjnych) poprzez „korekcję” oprogramowania nawigacyjnego transmitowanego do użytkowników.

System łączności dla Marsa ma za zadanie zapewnienie pełnego i ciągłego pokrycia powierzchni planety i bliskiej przestrzeni kosmicznej siecią bezprzewodowej łączności radiowej w celu wsparcia logistycznego przyszłych załogowych i bezzałogowych misji marsjańskich [7]. System łączności powinien zapewnić utrzymanie ciągłej dwukierunkowej łączności z wymaganą szybkością transmisji danych na dystansie:

- Ziemia (DSN) ↔ ładownik / łazik / misje załogowe → połączenie użytkowników końcowych na Ziemi i na Marsie,
- Ziemia (DSN) ↔ Mars – satelity systemu nawigacji i łączności → obsługa / konserwacja, np. upgrade oprogramowania przez „kontrolerów” z Ziemi,
- ładownik / łazik / misje załogowe ↔ ładownik / łazik / misje załogowe → wymiana informacji pomiędzy poszczególnymi zespołami badawczymi, np. badania sejsmograficzne w skali całej planety,
- Mars – satelity systemu nawigacji i łączności ↔ Mars Orbiter (np. satelita areostacjonarny) – transmisja danych w kierunku Ziemi przez satelitę areostacjonarnego – wzrost szybkości transmisji i czasu „łączności” z Ziemią,
- Mars – satelity systemu nawigacji i łączności ↔ Mars – satelity systemu nawigacji i łączności → powiązania krzyżowe pomiędzy satelitami, przydatne dla różnych trybów funkcjonowania sieci, np. transfer danych, przekierowywanie transmisji danych, upgrade efemeryd, synchronizacja czasu systemu, badania atmosfery,
- Mars – satelity systemu nawigacji i łączności ↔ sondy międzyplanetarne / misje załogowe na trajektorii lądowania na Marsie / „odlot” w kierunku Ziemi, np. dokładna nawigacja podczas lądowania precyzyjnego.

Szybkość bezprzewodowej transmisji danych jest proporcjonalna m.in. do częstotliwości nośnej, mocy nadajnika i rozmiarów anteny nadawczej. Współcześnie łączność międzyplanetarna jest realizowana w paśmie X (8 GHz), przyszłościowe pasmo Ka (32 GHz) umożliwi 2-, 3-krotny wzrost szybkości transmisji danych (<5 Mb/s), co wydaje się być jednak niewystarczające przy wymaganej dwukierunkowej transmisji danych dla załogowej misji na Marsa (100 Mb/s).

Tabela. 1. Przykładowa lokalizacja stacji kontroli systemu nawigacyjnego Marsa

Table 1. The exemplary location of control station of marc navigational system

Stacja kontroli	Szerokość areograficzna (°)	Długość areograficzna (°)
NetLander 1 ²²	27,0 N	130,0 W
NetLander 2	12,5 S	160,0 W
NetLander 3	35,0 N	70,0 W
NetLander 4	32,5 S	85,0 E
MER Spirit	14,57 S	175,5 E
MER Opportunity	1,95 S	5,5 W
Mars Polar Lander	76,0 S	175,0 E
Phoenix Mars Lander	67,5 N	120,0 W

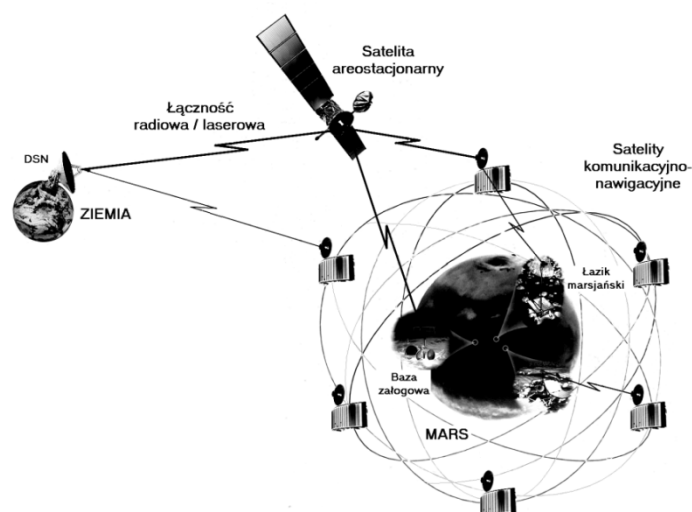
Rys. 7. Satelitarny system nawigacji i łączności (transmisji danych) dla Marsa²³

Fig. 7. Satellite system of navigation and communication (data transmission) for Mars

Wzrost częstotliwości transmisji danych napotyka barierę technologiczną, wzrost rozmiarów sondy międzyplanetarnej (antena, źródła zasilania) – barierę

²² NetLander – „misja zawieszona” (planowana w 2009 r.), wspólna misja CNES (Francuska Agencja Kosmiczna) i ESA (Europejska Agencja Kosmiczna), wysłania na Marsa orbitera i czterech lądowników – lądowanie w czterech różnych miejscach na Marsie.

²³ Satelita areostacyjny – sztuczny satelita Marsa znajdujący się na orbicie areostacyjnej – odpowiednik ziemskiej orbity geostacyjnej dla Marsa „Areo” od imienia greckiego boga wojny Aresa (rzymski odpowiednik to Mars); wysokość orbity areostacyjnej $H = 17033$ km nad równikiem Marsa.

„pojemności” raket nośnych (tab. 2.). Jedynym wyjściem wydaje się być wykorzystanie transmisji optycznej – jednokierunkowego (Mars – Ziemia) łącza laserowego, co spowoduje wzrost częstotliwości pracy (≈ 300 GHz) przy jednoczesnym wzroście szybkości transmisji danych (≤ 100 Mb/s). Konieczność zapewnienia stałej (bez przerw) łączności z Ziemią wymaga lokalizacji sondy międzyplanetarnej w przestrzeni wokółmarsjańskiej, zapewniającej ciągły kontakt optyczny z Ziemią [8]. Satelity systemu nawigacyjnego krążące na teoretycznej wysokości $h_{SM} = 509$ km znajdują się w cieniu Marsa przez ok. 33% (40,3 min) czasu obiegu planety; przerwa w łączności z Ziemią, system łączności (transmisji danych) dla Marsa powinien składać się z (rys. 7.):

- satelit niskoorbitalnych ($h_S = 509$ km) – satelity nawigacyjne zapewniające dodatkowo możliwość transmisji danych w skali całej planety,
- satelit wysokoorbitalnych – satelity komunikacyjne „pośredniczące” w łączności pomiędzy satelitami niskoorbitalnymi a Ziemią.

Satelity komunikacyjne (wysokoorbitalne) powinny znajdować się w przestrzeni wokółmarsjańskiej zapewniającej ciągły kontakt optyczny z Ziemią, co jest możliwe dla:

- dwóch satelitów komunikacyjnych znajdujących się w dwóch punktach Lagrange’a²⁴; położenie takie zapewnia ok. 99,8% „widzialności” powierzchni Marsa przez satelity, jednakże znaczna odległość punktów od powierzchni planety (ok. 1 mln km) „pogarsza” warunki łączności Mars ↔ satelita komunikacyjny; zasadniczym problemem jest stabilizacja położenia satelitów w punktach Lagrange’a $L_1 - L_2$; łączność radiowa / laserowa z Ziemią,
- trzech satelitów komunikacyjnych rozmieszczonych co 120° na orbicie areostacjonarnej ($h_{ASO} = 17033$ km), zapewniających „widzialność” prawie 100% powierzchni Marsa (ograniczona widzialność rejonów wokółbiegunowych).

Dla sztucznego satelity krążącego po kołowej orbicie areostacjonarnej ASO ($T_{ASO} = 24$ h 39 m 35,244 s) czas przelotu satelity w strefie cienia Marsa $T = 4726,2$ s (1 h 18 min 46,2 s): 94,7% – strefa oświetlona, 5,3% – strefa cienia (okres równonocy wiosennej / jesiennej). Zastosowanie trzech satelitów rozmieszczonych symetrycznie na orbicie areostacjonarnej pozwala na realizację „ciągłej” łączności Mars – Ziemia – Mars (rys. 8.) [16]. Podczas laserowej transmisji jednokierunkowej Mars – Ziemia zastosowanie trzech zespołów odbiorczych na ziemskiej orbicie geostacjonarnej (co 120°) zapewni ciągłość transmisji przy ograniczeniu tłumienia wiązki laserowej w atmosferze Ziemi. Szacuje się, że dla zapewnienia ciągłości połączenia (brak „zrywania” wiązki

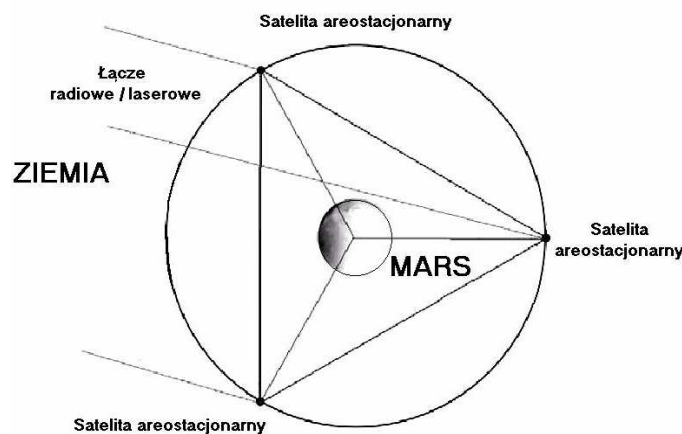
²⁴ Punkt libracyjny (punkt libracji, punkt Lagrange’a) – miejsce w przestrzeni w układzie dwóch ciał powiązanych grawitacją, w którym ciało o pomijalnej masie może pozostawać w spoczynku względem ciał układu. Dla układu trzech ciał (np. Słońce, Mars, satelita) występuje pięć takich punktów, $L_1 \div L_5$.

laserowej) położenie przestrzenne zespołów nadawczych i odbiorczych powinno być stabilizowane z dokładnością rzędu 4 mrad.

Tabela. 2. Porównanie parametrów transmisji danych przez orbiter Marsa

Table 2. Comparison of data transmission parameters by Mars orbiter

Parametry transmisji	Misja marsjańska				
	Mars Global Surveyor	Mars Odyssey	Mars Express	Mars Reconnaissance Orbiter	Mars Telecommunications Orbiter ²⁵
Data startu	1996	2001	2003	2005	?
Czas pracy	10 lat	6 lat	6 lat	10 lat	10 lat
Moc źródeł zasilania	0,98 kW	0,75 kW	0,5 kW	2 kW	1 kW
Średnica anteny [m]	1,5	1,5	1,6	3	3 Ka / 0,3 laser
Pasma	X	X	S / X	X / Ka	X / Ka / laser
Szybkość transmisji	25÷85 kb/s	30÷124 kb/s	28÷182 kb/s	500÷3500 kb/s	10000÷30000 kb/s – laser
Technologia	radio	radio	radio	radio	radio / laser



Rys. 8. Przykładowe rozmieszczenie satelitów areostacyjnych na orbicie areostacyjnej Marsa

Fig. 8. The exemplary arrangement of areostationary satellite on areostationary orbit of Mars

²⁵ Mars Telecommunications Orbiter – bezzałogowa sonda kosmiczna NASA, która miała zostać wystrzelona w kierunku Marsa we wrześniu 2009 r. Sonda miała być używana do przekazywania pakietów danych na Ziemię (hub) z różnych lądowisk znajdujących się na Marsie i sond krążących po jego orbicie przez co najmniej 10 lat za pośrednictwem łącza laserowego (Laser InfraRed, $\lambda = 1,06 \mu\text{m}$, $P = 5 \text{ W}$ + teleskop $\varnothing = 0,3 \text{ m}$; powyżej 2 GB danych dziennie). Odbiór na Ziemi – teleskop $\varnothing = 5 \text{ m}$.

4. Podsumowanie

W pracy dokonano analizy współczesnych systemów nawigacji i łączności z sondami międzyplanetarnymi w obrębie Układu Słonecznego, ze szczególnym uwzględnieniem misji marsjańskich. Na podstawie obecnego poziomu eksploracji Marsa został opracowany projekt koncepcyjny systemu nawigacji i łączności (transmisji danych) dla obiektów znajdujących się na powierzchni Marsa i w przestrzeni wokółmarsjańskiej. W pracy przedstawiono koncepcję wykorzystania konstelacji sześciu niskoorbitalnych sztucznych satelitów nawigacyjnych i trzech stacjonarnych satelitów komunikacyjnych, umożliwiających realizację ciągłej nawigacji i dwukierunkowej transmisji danych dla obiektów znajdujących się zarówno na powierzchni Marsa, jak i w bliskiej przestrzeni kosmicznej za pośrednictwem łącz radiowych i optycznych (laser).

Literatura

- [1] Chrzczonowski A. i in.: Projekt koncepcyjny marsjańskiego samolotu zasilanego ogniwami fotoelektrycznymi. *Mechanika w lotnictwie ML-XV*, 2012.
- [2] Godwin R.: Mars – historia podboju kosmosu. Prószyński Media, Warszawa 2011.
- [3] Sanctis M. i in.: Flower constellation of Orbiters for Martian communication. IEEE, 2007.
- [4] Lauf J. i in.: Clock and timing in the NASA Deep Space Network. IEEE, 2005.
- [5] Melbourne W.: Navigation between the Planets. *Scientific American*, June 1976.
- [6] Bem D.J.: Systemy telekomunikacyjne, cz. III. Politechnika Wrocławska, Wrocław 1991.
- [7] O’Keefe K.: Simulation and evaluation of the performance of the proposed Mars Network Constellation. UCGE Reports No. 20191. University of Calgary, Calgary 2004.
- [8] Palimerini G.: Design for a Mars Relay and navigation satellite network. IEEE, 2003.
- [9] Larson J. i in.: Space mission analysis and design. Wiley, Warszawa 1999.
- [10] Tingting H.: A preliminary designation for constellation distribution for Mars GNSS. IEEE, 2009.
- [11] Ely T. i in.: Mars network constellation design drivers and strategies. AAs, 99-301.
- [12] Januszewski J.: Systemy satelitarne GPS. Galileo i inne. PWN, Warszawa 2010.
- [13] Pawelec J.: Radiosterowanie i łączność kosmiczna. WKiŁ, Warszawa 1991.
- [14] Ley W.: Handbook of space technology. Wiley, Warszawa 2008.
- [15] Zubrin R. i in.: Czas Marsa. Prószyński i S-ka, Warszawa 1997.
- [16] Jaroszewicz A. i in.: Wykorzystanie energii słonecznej w technice kosmicznej. Aktualne kierunki rozwoju energetyki. Politechnika Wrocławska, Wrocław 2012.

CONCEPTUAL PROJECT OF GLOBAL NAVIGATION SYSTEM FOR MARS

Abstract

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

Keywords: Mars, navigation system, data transmission

DOI:10.7862/rm.2013.25

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Mariusz KRAWCZYK¹

Jerzy GRAFFSTEIN²

PROPOZYCJA SYSTEMU ELIMINUJĄCEGO SZKODLIWE ODDZIAŁYWANIE STRUMIENIA ZAŚMIGŁOWEGO W SAMOLOTACH TURBOŚMIGŁOWYCH

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

Słowa kluczowe: samolot jednosilnikowy, strumień zaśmigłowy, badania symulacyjne

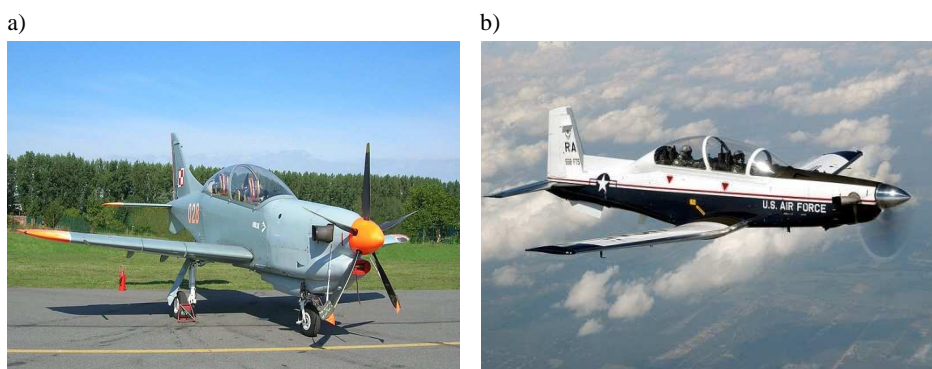
1. Wprowadzenie

W pracy zawarto elementy wiedzy teoretycznej z dziedziny mechaniki lotu, a w niektórych przypadkach zweryfikowano panujące poglądy na zjawisko oddziaływania opływu strumienia zaśmigłowego na dynamikę samolotu. Ogólnie rzecz ujmując, zjawisko występowania strumienia zaśmigłowego nie jest nieznane – przeciwnie jest ono nieodłącznie związane z dynamiką lotu jednosilnikowych samolotów śmigłowych, od których rozpoczyna się rozwój całego lotnictwa. Historycznie efekt strumienia zaśmigłowego uwydatnił się po wprowadzeniu silnych tłokowych jednostek napędowych [1-3] w samolotach myśliw-

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Mariusz Krawczyk, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, tel.: (22) 8460011, ext. 521, e-mail: krawczyk@ilot.edu.pl

² Jerzy Graffstein, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

skich wykorzystywanych podczas II wojny światowej oraz w latach 90., kiedy to w wielu samolotach śmigłowych zaczęto stosować silniki turbinowe. Wtedy też zauważono, że w warunkach dysponowania dużą mocą pojawiają się istotne utrudnienia w pilotażu samolotu, powodujące znaczny dyskomfort pilota, a w szczególnych przypadkach mające wpływ na bezpieczeństwo lotu. Jako przykład można wymienić dwa samoloty szkolne (wykorzystywane w Polsce i USA): PZL-130TC-III Orlik oraz Beechcraft T-6 Texan II (rys. 1.). Każdy z nich wyposażono w silnik Pratt & Whitney Canada PT6A o mocach odpowiednio 560 kW i 840 kW. Zjawisko efektu zaśmigłowego zostało więc zaobserwowane stosunkowo dawno, niemniej należy stwierdzić, że adekwatna wiedza teoretyczna nie powstawała spójnie wraz z dynamicznym rozwojem całej awiacji. Może dlatego w „bibliach” mechaników lotu [1, 2] zjawisku temu poświęcono zaledwie parę akapitów, w których zmanifestowano właściwie jedynie jego fakt istnienia.



Rys. 1. Samoloty turbośmigłowe: PZL-130TC-III Orlik (a) oraz Beechcraft T-6 Texan II (b)

Fig. 1. Turboprop airplanes: PZL-130TC-III Orlik (a) and Beechcraft T-6 Texan II (b)

W pracy dokonano analizy zjawiska oddziaływania strumienia zaśmigłowego na samolot oraz przedstawiono wybrane metody ograniczające to oddziaływanie. Kolejno zaproponowano ogólne zasady integracji automatycznego systemu klasy CAS oraz przedstawiono wyniki eksperymentu modelowego pozwalającego na wstępną ocenę przyjętego rozwiązania.

2. Zjawisko efektu zaśmigłowego

W samolotach jednosilnikowych napędzanych śmigłem ciągnącym przyczyną asymetrii oddziaływań zespołu napędowego na samolot są następujące zjawiska:

- niesymetryczny opływ samolotu przez strumień zaśmigłowy SSE (*Side Slip Effect*), który w związku z obrotem śmigła także obraca się wokół

osi podłużnej układu odniesienia związanego z samolotem (rys. 2.), powodując niesymetryczny opływ statecznika pionowego, generujący w konsekwencji moment odchylający działający na samolot,

- tzw. efekt P (*P-effect*), tj. wystąpienie składowej poprzecznej siły (generującej moment odchylający), wywołany różnym od prostopadłego kierunkiem napływu powietrza na płaszczyznę obrotu śmigła, co jest związane z różną wartością kąta natarcia podczas obrotu śmigła,
- oddziaływanie reakcyjne wywoływane przez opór powietrza przeciwdziałający ruchowi obrotowemu śmigła, wywołujące moment przechylający,
- efekt giroskopowy wywołwany przez wirujące elementy zespołu napędowego.



Rys. 2. Asymetryczne oddziaływanie strumienia zaśmigłowego w samolocie Beechcraft T-6 Texan II, na podstawie [2]

Fig. 2. Asymmetric action of slipstream in Beechcraft T-6 Texan II airplane, according to [2]

Rezultatem wypadkowym tych zjawisk jest asymetryczne zachowanie samolotu względem płaszczyzny symetrii samolotu, które ujawnia się zarówno podczas wykonywania manewrów, jak też w ustalonym locie prostoliniowym przy zmianach mocy, z jaką pracuje zespół napędowy. Doświadczony pilot, przeszkolony na samolotach jednosilnikowych z napędem śmigłowym i przyzwyczajony do ich specyfiki, doskonale orientuje się w mechanizmach powstawania omawianego zjawiska i zwykle potrafi je kompensować zarówno w locie ustalonym, jak też podczas akrobacji. W przypadku samolotów szkolno-treningowych sytuacja jest jednak bardziej złożona.

Zgodnie z tendencjami panującymi na świecie szkolenie pilotów wojskowych rozpoczyna się od jednosilnikowych samolotów z napędem śmigłowym,

specjalnie skonstruowanych, tak aby ich zachowanie, właściwości lotno-pilotażowe i dynamiczne odzwierciedlały jak najwierniej zachowanie samolotów z napędem odrzutowym, docelowych dla procesu szkolenia. W samolotach takich asymetryczne oddziaływanie zespołu napędowego ujawnia się jednak w stopniu znacznie mniejszym niż w samolocie z napędem śmigłowym i sprowadza się wyłącznie do efektu giroskopowego, powodowanego przez wirujące elementy silnika odrzutowego. W szczególności przy ich pilotażu nie pojawiają się efekty powodowane niesymetrycznym opływem przez strumień zaśmigłowy. Pojawia się zatem pytanie o sposób, w jaki można byłoby zredukować efekt asymetrii zachowań samolotu szkolno-treningowego z napędem śmigłowym, aby przybliżyć jego reakcje do zachowań samolotu z napędem odrzutowym i wyrobić u szkolącego się pilota właściwe nawyki.

Rozważany problem nie sprowadza się wyłącznie do maksymalnie wierne- go odtworzenia właściwości pilotażowych samolotu odrzutowego, imitowanego przez wykorzystanie samolotu z napędem śmigłowym. Chodzi tu także o poprawę komfortu sterowania oraz jego bezpieczeństwo – wpływ SSE na dynamikę poruszającego się samolotu, w każdym przypadku wymaga bowiem od pilota podejmowania działań korekcyjnych, mających na celu sprowadzenie samolotu do stanu ustalonego.

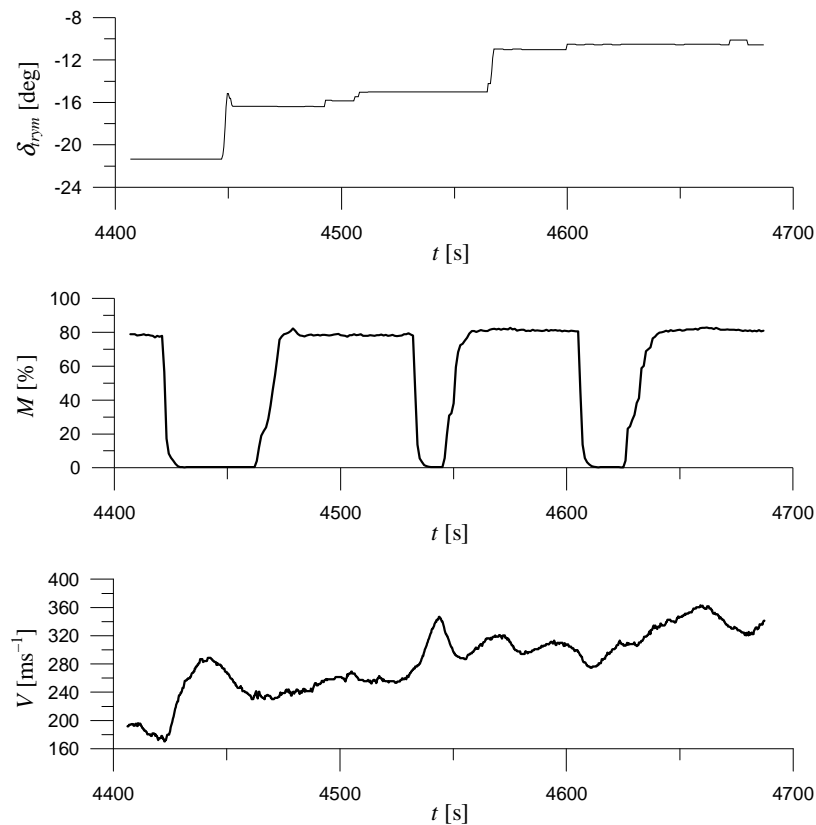
3. CAS redukujący wpływ strumienia zaśmigłowego

Analizując dostępne źródła [1, 2, 4] opisujące charakter zjawiska, jakim jest strumień zaśmigłowy, można stwierdzić, że dominujący efekt jego oddziaływania wynika z zaburzenia symetrii opływu samolotu. Pozostałe efekty (b, c i d) mają zdecydowanie mniejszy wpływ na dynamikę samolotu; w skrajnych przypadkach mogą wręcz nie występować, jak np. efekt giroskopowy wywoływany przez wirujące elementy zespołu napędowego, który zwykle jest eliminowany za pomocą odpowiednich rozwiązań konstrukcyjnych silników turbinowych (kompensacja efektu giroskopowego w silnikach PT6A Pratt & Whitney Canada). Z tej przyczyny systemy CAS mające za zadanie redukcję wpływu strumienia zaśmigłowego koncentrują się głównie na przeciwdziałaniu efektom niesymetrycznego opływu, które uwidaczniają się głównie w powstawaniu momentów aerodynamicznych w kanałach odchylania i przychylania.

Analiza propozycji integracji takich systemów CAS (patenty: US 4 094 479, US 2 492 252, US 2 461 533, US 2006-0214063 A1, US 5 465 211) pokazuje, że główny wysiłek prowadzonych prac jest ukierunkowany na zapewnienie odpowiedniej właściwości układu sterowania samolotem w kanale odchylania. Innymi słowy, proponowane rozwiązania techniczne ograniczają się zasadniczo do wprowadzania elementów automatycznego sterowania w kanale steru kierunku (względnie jego trymera), zakładając, że odpowiednie sterowanie lotkami należy do zadań pilota. Podejście to wydaje się słuszne, zważywszy na

zdecydowanie większe oddziaływanie niesymetrycznego opływu w kanale odchylenia, w stosunku do efektów, jakie daje ono w kanale przechylenia.

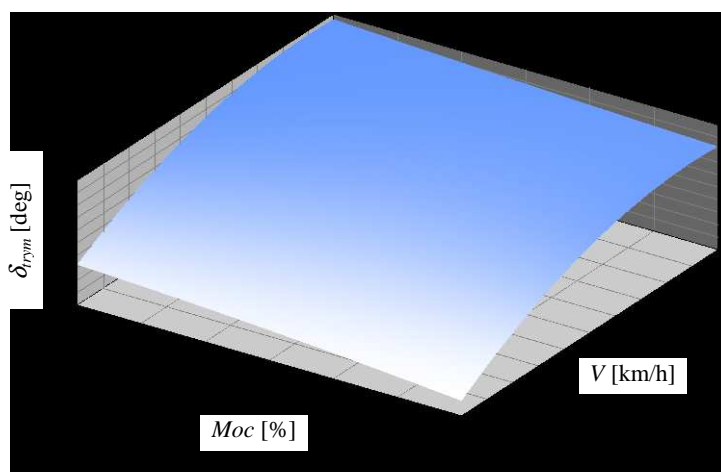
Złożoność zjawiska oddziaływania strumienia zaśmigłowego na samolot powoduje [2], że analityczne metody wyznaczenia wielkości momentu odchylającego funkcji parametrów lotu oraz konfiguracji (położenie klap i podwozia) nie dają zadowalających efektów ze względu na konieczność uwzględnienia indywidualnych cech geometrycznych analizowanego samolotu. Podobnie obliczenia CFD (*Computational Fluid Dynamics*) czy badania w tunelu aerodynamicznym, pomijając ich wysoki koszt, nie są dostatecznie skuteczne. Dlatego praktycznie jedynym rozwiązaniem pozostają badania w locie, pozwalające określić w kategoriach ilościowych wpływ niesymetrycznego strumienia zaśmigłowego na analizowany obiekt latający.



Rys. 3. Parametry zarejestrowane podczas prób w locie

Fig. 3. Parameters recorded during the flight tests

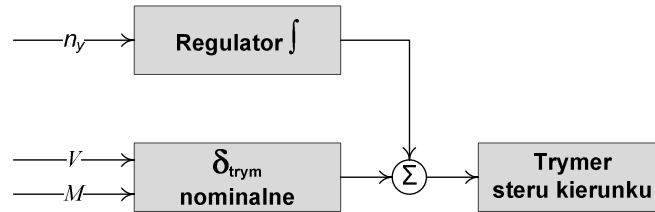
Badania w locie prowadzone przez Instytut Lotnictwa w 2012 r. na samolocie turbośmigłowym PZL-130TC-III Orlik pokazały, że dominującymi parametrami mającymi wpływ na powstawanie niepożądanego momentu odchylającego wywołwanego niesymetrycznym strumieniem zaśmigłowym są: prędkość lotu, moc dysponowana przez pilota oraz konfiguracja samolotu. W praktyce badania wykonywano w następujący sposób: po dyspozycji nowej, kolejnej wartości mocy pilot stabilizował prędkość lotu, a następnie w trybie ręcznym trzymował samolot w kanale steru kierunku. Kolejno następowała zmiana prędkości lotu oraz adekwatne ustawienie trymera steru kierunku. Na rysunku 3. pokazano przebieg wyznaczenie odpowiedniego położenia trymera steru kierunku $\delta_{r_{ym}}$ dla dysponowanej 80% mocy M oraz trzech wartości prędkości lotu V 200 km/h, 250 km/h oraz 290 km/h. Tym sposobem dla przyjętej konfiguracji gładkiej (klapy – 0, podwozie – wciągnięte) ostatecznie uzyskano (rys. 4.) reprezentację ustawienia nominalnego trymera w funkcji prędkości lotu oraz dysponowanej mocy. Dla pozostałych konfiguracji samolotu badania przeprowadzono według podobnego schematu.



Rys. 4. Nominalne ustawienie trymera steru kierunku w funkcji prędkości lotu i dysponowanej mocy

Fig. 4. Nominal setting of trimming tab of a rudder as a function of flying speed and disposed power

Analizując koncepcję CAS trymera steru kierunku zaprojektowanego według pokazanego na rys. 5. ogólnego schematu, konstatuje się, że do właściwego ustawienia trymera jest wykorzystywane jego nominalne ustawienie wyznaczone podczas prób w locie, korygowane regulatorem mającym na celu dostrojenie, tak aby finalnie zostało wyeliminowane przeciążenie poprzeczne n_y . Konieczność zastosowania dodatkowej regulacji wynika z przyjęcia uproszczonego modelu



Rys. 5. Koncepcja CAS trymera steru kierunku

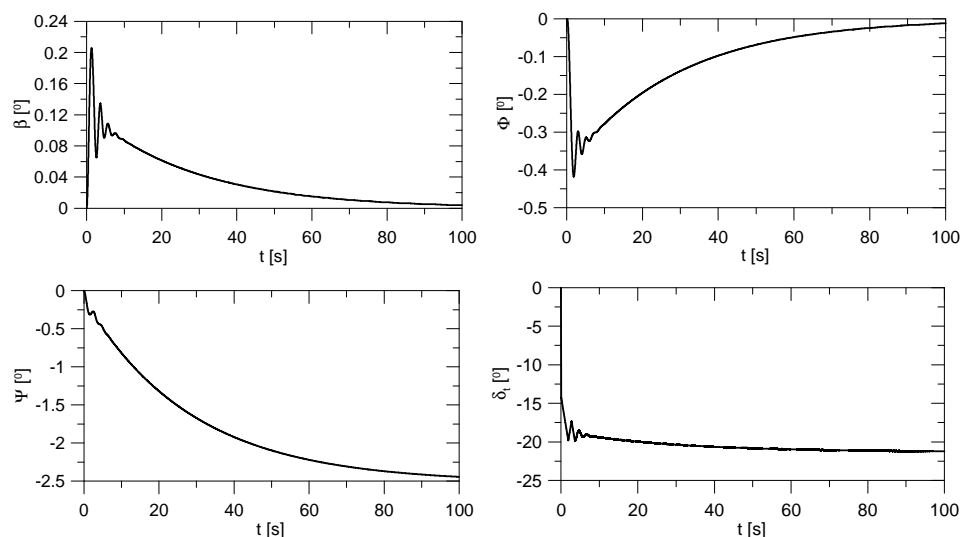
Fig. 5. Conception of CAS of a rudder trimming tab

zjawiska oddziaływania strumienia zaśmigłowego, które w istocie, poza prędkością lotu V oraz dysponowaną mocą M , jest także zależne (choć w mniejszym stopniu) od innych parametrów lotu, takich jak gęstość powietrza, masa samolotu czy jego prędkości kątowne.

4. Symulacja numeryczna CAS

W procesie symulacji wykorzystano model dynamiki ruchu dwuosobowego turbośmigłowego samolotu traktowanego jako sztywna bryła o sześciu stopniach swobody, o masie całkowitej nieprzekraczającej 2500 kg, stanowiący układ dwunastu nieliniowych równań różniczkowych [2, 5, 6]. Dodatkowo uwzględniono stałą prędkość kątową równą $3^\circ/\text{s}$, z jaką jest obracany trymer steru kierunku samolotu PZL-130TC-III Orlik. Efekt niesymetrycznego opływu strug powietrza był reprezentowany przez wprowadzony do modelu adekwatny do parametrów lotu moment odchylający, którego wartość określono podczas badań w locie. Automatyczne sterowanie trymerem steru kierunku zrealizowano zgodnie z ideą zaprezentowaną na rys. 5. Dodatkowo w modelu zastosowano stabilizację kąta przechylenia oraz wysokości lotu. Jako warunki początkowe przyjęto lot poziomy z prędkością 50 m/s w warunkach ustalonych na stałej wysokości 200 m. Czas symulacji trwał 100 s, w trakcie którego uzyskano stabilne rozwiązanie układu równań różniczkowych dla kroku $dt = 0,01$ s. Wprowadzone do modelu samolotu zakłócenie odpowiadało błędowi nominalnemu sterowania położeniem trymera (rys. 4.) na poziomie 7° . Na rysunku 6. zaprezentowano wyniki symulacji lotu dotyczące najbardziej reprezentatywnych dla badanego zjawiska zmiennych: kąta ślizgu, kąta przechylenia, kąta odchylenia, kątownego położenia trymera steru kierunku. W początkowej fazie lotu były obserwowane krótkotrwałe nieprzekraczające 8 s tłumione oscylacje kąta ślizgu, kąta przechylenia i położenia kątownego trymera. Istnieniu niezerowego kąta przechylenia towarzyszyło powstanie adekwatnej zmiany kąta odchylenia. Ta ostatnia zmiana dla opisanych warunków lotu i przyjętego czasu symulacji osiągnęła wartość $2,5^\circ$. Maksymalny kąt ślizgu, jaki wystąpił dla rozpatrywanej prędkości lotu, nie przekroczył $0,22^\circ$, co jest w pełni dopuszczalne, biorąc dodatkowo pod uwagę,

że wielkość ta jest często mierzona z porównywalnym błędem. Wychylenie kątowne trymera steru kierunku mieści się w dostępnych granicach konstrukcyjnych dla tego typu powierzchni sterującej.



Rys. 6. Wyniki symulacji lotu samolotu – przebieg wartości kąta ślizgu, kąta przechylenia, odchylenia i kąta położenia trymera steru kierunku

Fig. 6. The simulation results of the airplane flight – the variation of values of the aircrew slip angle, the angle of roll, the yaw angle and the angle of position of a trimming tab of rudder

5. Wnioski

Wyniki badań symulacyjnych trymera steru kierunku samolotu turbośmigłowego (w części zaprezentowane w pracy) wykazały, że układ sterowania zamieszczony na rys. 5. działa poprawnie. Uzyskano cel polegający na wyeliminowaniu szkodliwego oddziaływania strumienia zaśmigłowego, w tym na sprowadzeniu samolotu do ustalonego położenia w przestrzeni, w którym kąt ślizgu i kąt przechylenia osiągają zerowe wartości, a zmiana kąta kursu po zakończeniu procesu regulacji pozostaje na akceptowalnym przez użytkownika samolotu poziomie. Przez zastosowanie dodatkowego regulatora (rys. 5.) przyjęta metoda automatycznego sterowania trymerem steru kierunku nie jest wrażliwa na błędy wyznaczonych nominalnych położenia trymera oraz niepewność strukturalną przyjętego modelu badanego zjawiska. Źródłem tych błędów była ograniczona dokładność danych uzyskanych podczas badań w locie, a także pozostałe czynniki wpływające na efekt zaśmigłowy, których nie uwzględniono w strukturze sterowania. Ostateczne rozstrzygnięcie kwestii poprawności działania zaprezentowanego układu sterowania zostanie uzyskane po jego uruchomieniu na pokładzie samolotu i wykonaniu adekwatnych badań w locie.

Literatura

- [1] Fiszdon W.: Mechanika lotu. PWN, Warszawa 1961.
- [2] Philips W.F.: Mechanics of flights. John Wiley, New York 2010.
- [3] Patenty: US 4 094 479, US 2 492 252, US 2 461 533, US 2006-0214063 A1, US 5 465 211.
- [4] Turner R.S.: Flying operations, T-6 primary flying. Air Force Manual, 2008, 11-248.
- [5] Maryniak J.: System symulacji тренаżera lotu, naprowadzania i walki powietrznej samolotu. Mechanika Teoretyczna i Stosowana, 25 (1987), 189-214.
- [6] Maryniak J.: Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu. Mechanika w Lotnictwie, PTMTiS, Warszawa 1992.

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

Abstract

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

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

DOI:10.7862/rm.2013.26

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Sławomir MICHALAK¹

Jerzy BOROWSKI²

Andrzej SZELMANOWSKI³

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

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

Słowa kluczowe: system celowniczy, śmigłowiec, badania w locie

1. Wprowadzenie

System wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 jest przeznaczony dla śmigłowców: Mi-17-1V, Mi-17 T/U, Mi-17 AE oraz innych wersji śmigłowca Mi-17. System odbiera i przetwarza informacje z systemów pokładowych śmigłowca oraz przekazuje je do wyświetlaczy nahełmowych w postaci symboli graficznych lub w postaci cyfrowej. System jest przeznaczony dla załóg śmigłowca Mi-17 w celu umożliwienia załodze prowadzenia obserwacji terenu przy jednoczesnej kontroli parametrów lotu śmigłowca. System wizualizuje parametry

¹ Autor do korespondencji/corresponding author: Sławomir Michalak, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, tel.: (22) 6851443, e-mail: slawomir.michalak@itwl.pl

² Jerzy Borowski, e-mail: jerzy.borowski@itwl.pl

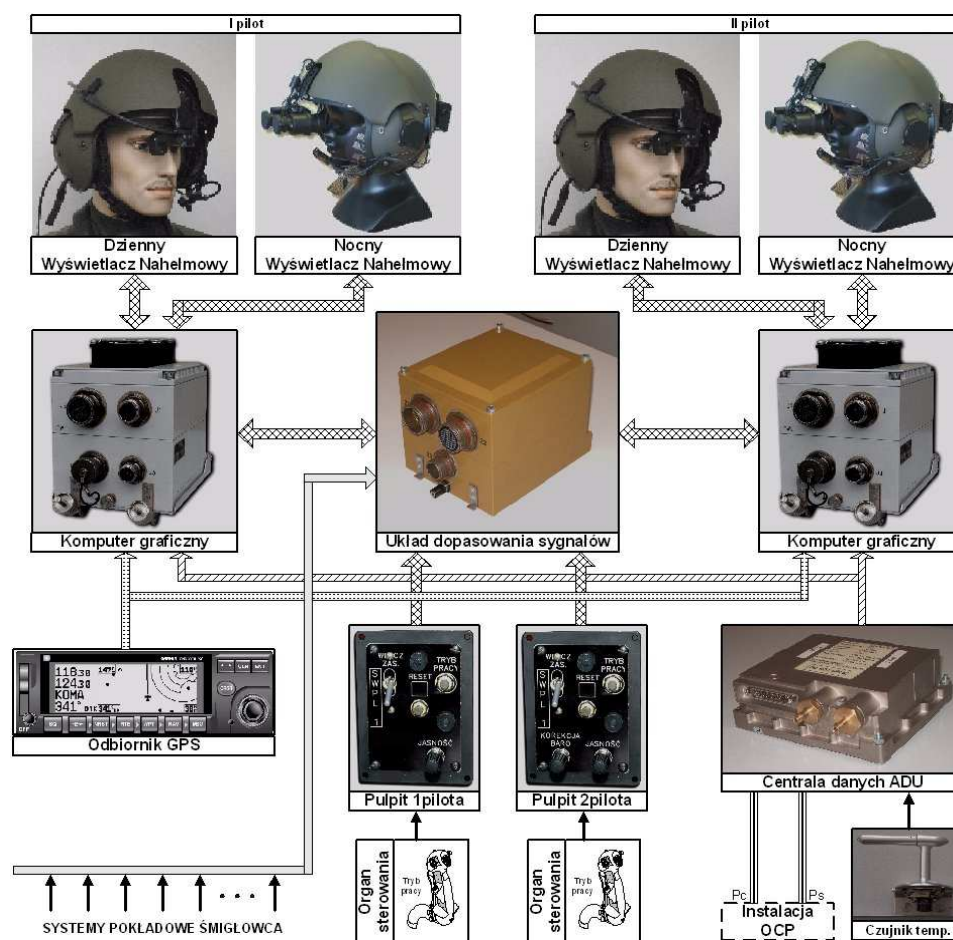
³ Andrzej Szelmanowski, e-mail: Andrzej.szelmanowski@itwl.pl

try lotu dla dowódcy załogi – I pilota oraz II pilota, niezbędne do realizacji misji bojowej śmigłowca. System można wykorzystywać w warunkach dziennych i nocnych. W lotach dziennych, bez względu na naturalne warunki oświetlenia, system pracuje z dziennym wyświetlaczem nahełmowym DWN-1. W lotach nocnych z wykorzystaniem gogli noktowizyjnych PNL-3 system pracuje z nocnym wyświetlaczem nahełmowym NWN-1 w każdych warunkach oświetlenia zewnętrznego, przy których możliwe jest wykorzystanie gogli.

2. Obiekt badań

Obiektem badań był system wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 Cyklop dla śmigłowców Mi-17, którego schemat blokowy przedstawiono na rys. 1. Zaprezentowany system współpracuje z wieloma pokładowymi układami i głównie z nich uzyskuje informację o parametrach lotu podlegających zobrazowaniu. Informacja do systemu SWPL-1 Cyklop jest przekazywana w postaci sygnałów analogowych oraz sygnałów binarnych. W układzie dopasowania sygnałów UDS-1 następuje standaryzacja sygnałów do postaci akceptowanej przez komputery graficzne KG-1. W układzie tym następuje również rozdzielenie sygnałów na dwa niezależne tory zobrazowania informacji dla I i II pilota. Komputery graficzne KG-1, na podstawie informacji dostarczanej przez układ UDS-1, odbiornik GPS-155XL oraz centralę ADU-3200, wypracowują informację do zobrazowania w dziennym wyświetlaczu nahełmowym DWN-1 lub nocnym wyświetlaczu nahełmowym NWN-1. Informacja z GPS-155XL oraz centrali ADU-3200 jest przekazywana do komputerów graficznych z wykorzystaniem szyny ARING-429. Wyświetlacz nahełmowy jest typu przeziernego, tzn. pilot widzi bez zniekształceń otoczenie, a zobrazowanie parametrów lotu jest rzutowane na siatkówkę oka w układzie optycznym, gdzie pozorny obraz powstaje w nieskończoności. Wykonanie to zapewnia jednocześnie ostre widzenie parametrów lotu i otoczenia poza śmigłowcem, bez konieczności akomodacji oka. Dzienny wyświetlacz nahełmowy DWN-1 jest podłączany do złącza szybko rozłącznego w kabinie pilota. Do tego samego złącza jest podłączany nocny wyświetlacz nahełmowy NWN-1. W tym samym czasie jest więc możliwa praca tylko z dziennym albo z nocnym wyświetlaczem nahełmowym. System SWPL-1 jest systemem wieloprocesorowym o architekturze rozproszonej, wykorzystujący kilka standardów zarówno analogowych, jak i cyfrowych dla wzajemnej komunikacji oraz komunikacji z systemami pokładowymi śmigłowca. Posiada wielopoziomą diagnostykę z monitorowaniem stanu technicznego, aktywną również w czasie lotu śmigłowca.

W systemie SWPL-1 Cyklop wyświetlanych jest 16 wytypowanych parametrów pilotażowych, nawigacyjnych i pracy zespołu napędowego, które są prezentowane w postaci zarówno cyfrowej, jak i analogowej. System posiada również sygnalizację ostrzegania WARN informującą o niebezpiecznych lub granicznych stanach występujących na pokładzie śmigłowca. Uwzględniono



Rys.1. Schemat blokowy systemu wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 Cyclop

Fig. 1. The block diagram of the SWPL-1 Cyclop display system of flight parameters

w niej 14 stanów sytuacji niebezpiecznych. System kontroluje również wybrane stany awaryjne i błędy pracy systemów pokładowych i informuje pilotów o tych stanach za pomocą sygnalizacji FAIL. Wyświetlanie informacji jest zorganizowane przez wybór odpowiedniego zakresu pracy: nawigacyjnego NAV, operacyjnego OPER oraz awaryjnego AWAR. System posiada funkcję swobodnego wyboru zakresu wyświetlanych informacji, definiowanego przez użytkownika na swoje potrzeby. Wybór zakresu pracy systemu (zobrazowania) oraz wygaszanie informacji o sytuacjach niebezpiecznych i błędach pracy systemów pokładowych są realizowane zgodnie z zasadą HOCAS.

Zastosowanie na pokładzie śmigłowca systemu wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 Cyclop poprawia świadomość sytuacyjną pilotów podczas reali-

zowania misji bojowych. Poprawia również bezpieczeństwo pilotowania śmigłowca podczas wykonywania skomplikowanych zadań. System zapewnia wizualizację pełnej informacji, niezbędnej do realizacji zadań, przy jednoczesnej obserwacji otoczenia poza kabiną śmigłowca. Istotną cechą systemu SWPL-1 jest jego odporność na oddziaływanie czynników środowiskowych. System został tak skonstruowany, aby zapewniał poprawne działanie w szerokim zakresie wartości temperatury zewnętrznej, wilgotności, narażeń mechanicznych oraz zmian ciśnienia atmosferycznego. System jest odporny na oddziaływanie kurzu i pyłu na terenach pustynnych oraz w środowisku o dużym zapyleniu [1, 2].

3. Zakres wykonanych badań systemu

Badania systemu wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 Cyklop prowadzono na wszystkich etapach konstruowania i wdrażania do eksploatacji. Zakres badań był ściśle związany z wymaganiami określonymi przez użytkownika w założeniach taktyczno-technicznych. Spełnienie tych wymagań spowodowało konieczność dostosowania pierwotnej wersji konstrukcji systemu i oprogramowania do wizji systemu związanej z zadaniami wykonywanymi przez załogi śmigłowca Mi-17. Badania wykonane na systemie SWPL-1 Cyklop można przedstawić w postaci chronologicznej.

Badania producenta systemu SWPL-1 Cyklop

1. Badania konstruktorskie systemu. Badania te prowadzono na etapie konstruowania systemu. Miały one na celu sprawdzenie poprawności rozwiązań konstrukcyjnych wybranych elementów systemu oraz sprawdzenie i testowanie oprogramowania. Na tym etapie wykonano również wybrane badania bardziej odpowiedzialnych części systemu, co do których występowała niepewność konstruktora co do poprawnego działania w różnych warunkach narażeń środowiskowych.
2. Badania typu systemu. Badania wykonano w celu oceny skuteczności i celowości wniesionych zmian do konstrukcji urządzeń po otrzymaniu szczegółowych wymagań zawartych w ZTT. Pełny zakres tych badań wykonano dla sprawdzenia charakterystyk taktyczno-technicznych systemu i elementów systemu. Badania te wykonano zgodnie z Normą Obronną NO-06-A105:2005.
3. Badania niezawodnościowe. Badania niezawodnościowe prowadzono od początku wykonania pierwszego egzemplarza systemu oraz na etapie eksploatacji w komplecie zabudowanego na pokładzie śmigłowca. Badania te są w trakcie realizacji i będą prowadzone na pierwszych czterech śmigłowcach Mi-17 z zabudowanymi systemami SWPL-1. Mają one na celu weryfikację wykonanych obliczeniowo podstawowych wskaźników niezawodności systemu.

4. Badania zdawczo-odbiorcze przed zabudową na śmigłowcu. Badania zdawczo-odbiorcze wykonuje się na każdym egzemplarzu wyprodukowanego systemu w celu sprawdzenia, czy każdy komplet systemu SWPL-1 jest zgodny z wymaganiami dokumentacji konstrukcyjnej. Badania odbioru dokonuje przedstawiciel zamawiającego w obecności przedstawiciela producenta w zakresie i kolejności przewidzianej w WT. Badania dotyczą zakresu przewidzianego przed zabudową na pokładzie śmigłowca.
5. Badania zdawczo-odbiorcze po zabudowie na śmigłowcu. Badania te wykonano, opierając się na metodyce zawartej w warunkach technicznych zabudowy systemu na pokładzie śmigłowca. Wykonano je po zakończeniu procesu technologicznego zabudowy systemu. Badania te przeprowadzono w celu sprawdzenia poprawności pracy przed przekazaniem systemu do dalszych badań przez uprawnione instytucje i organy.

Badania systemu SWPL-1 Cyklop przez akredytowane laboratorium w trybie II OiB

Badania w tym zakresie miały na celu wykazanie, że system SWPL-1 zabudowany na śmigłowcu spełnia wymagania zawarte w specyfikacji technicznej (ZTT). Badania zostały wykonane przez akredytowane laboratorium zgodnie z przepisami zawartymi w ustawie z dnia 17 listopada 2006 r. O systemie zgodności wyrobów przeznaczonych na potrzeby obronności państwa (Dz.U. 06235.1700 z późn. zm.). W ramach tych badań zostały wykonane badania naziemne i badania w locie.

Badania typu śmigłowca Mi-17 z zabudowanym systemem SWPL-1 Cyklop pod nadzorem komisji

Badania w tym zakresie były nadzorowane przez komisję badań typu, powołaną z udziałem przedstawicieli użytkownika, 15 Rejonowego Przedstawicielstwa Wojskowego, przedstawicieli zamawiającego oraz wykonawcy systemu. Badania te przeprowadzono w celu potwierdzenia bezpieczeństwa użytkowania śmigłowca z zabudowanym systemem. W ramach tych badań zrealizowano badania naziemne i badania w locie.

Badania zdawczo-odbiorcze po badaniach typu dla systemu zabudowanego na śmigłowcu

Po badaniach typu zgodnie z Normą Obronną NO-06-A105:2005 ponownie wykonano badania zdawczo-odbiorcze w zakresie określonym w warunkach technicznych na zabudowę systemu. Badania miały na celu potwierdzenie poprawności pracy zabudowanego systemu po wykonaniu zaleceń komisji i przed przekazaniem śmigłowca do użytkownika.

Próby zdawczo-odbiorcze z śmigłowca z zabudowanym udziałem przedstawicieli użytkownika

Próby zdawczo-odbiorcze z zabudowanym systemem przeprowadzono bezpośrednio przed przekazaniem śmigłowca do użytkownika. Próby obejmowały m.in. lot próbny kontrolny wykonany przez pilotów w celu końcowej oceny poprawności pracy systemu SWPL-1 Cyklop zabudowanego na śmigłowcu Mi-17.

4. Wybrane zagadnienia badań systemu

Badania systemu wyświetlania parametrów lotu na każdym etapie wiązały się z wieloma problemami, które były rozwiązywane przez konstruktorów, programistów i zespół badawczy. W niniejszej części zostaną przedstawione wybrane problemy, które wymagały szczególnej uwagi oraz sprawiały największą trudność w ich rozwiązaniu. Pierwsza część badań związana z konstruowaniem systemu jest niezmiernie ważna ze względu na dalsze skutki błędów i niedociągnięć tego etapu. Konstruowanie musi więc być szczególnie związane ze spełnieniem wymagań i metodykami badań systemu na dalszych etapach. Kwestie, które wydają się czasami mało istotne na etapie konstruowania, mogą być bardzo uciążliwe na dalszych etapach badań i powodować konieczność ingerencji w konstrukcję systemu. Błędy programowe łatwo jest wyeliminować w dalszych etapach. Wymaga to ingerencji programisty i wykonania nowej wersji oprogramowania. Błędy sprzętowe są o wiele trudniejsze do wyeliminowania i wymagają często powtórzenia badań środowiskowych lub badań kompatybilności elektromagnetycznej.

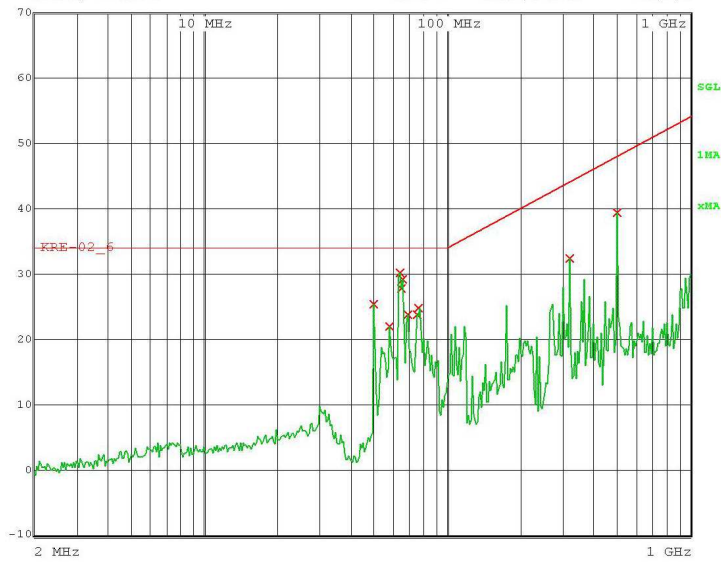
System wyświetlania parametrów lotu SWPL-1 Cyklop jest przykładem połączenia tradycyjnej technologii analogowej występującej na pokładzie śmigłowca Mi-17 z nowoczesną technologią cyfrową zawartą w samym systemie. Jednym z przykładów problematyki badawczej w tym obszarze było zapewnienie dokładności odtwarzania i powtarzalności charakterystyki statycznej toru pomiarowego wysokości rzeczywistej (z radiowysokościomierza). Okazało się, że proste metody przesyłania informacji analogowej oparte na różnych przekazach sygnału analogowego były niewystarczające. Widocznym efektem było znane zjawisko „pływania” charakterystyk oraz wrażliwość przy włączeniach znacznych obciążeń na pokładzie śmigłowca. Oczywiście znana jest zasada obowiązująca dla tego typu przypadków, polegająca na tym, że sygnał analogowy najlepiej jest przetworzyć na postać cyfrową w pobliżu źródła jego wytwarzania, jednak czasami ze względów konstrukcyjnych jest to utrudnione lub niemożliwe. Problem ten w systemie SWPL-1 Cyklop został rozwiązany przez połączenie techniki różnicowego przekazywania sygnału z dodatkowym pomiarem potencjałów mas w wybranych punktach połączenia systemu z konstrukcją śmigłowca. Osobnym utrudnieniem podczas badań dokładności odtwarzania

charakterystyk statycznych w torach pomiarowych jest możliwość ich zaburzania przez sam pomiar. W przypadku toru pomiarowego wysokości rzeczywistej problem polegał na tym, że wytwarzany przez radiowysokościomierz sygnał analogowy był wykorzystywany na pokładzie śmigłowca przez dwa istniejące systemy i konieczne było podłączenie trzeciego systemu (toru z systemu SWPL-1 Cyklop). Podłączenie dodatkowego obciążenia wymagało znacznego zwiększenia impedancji wejściowej toru pomiarowego niż był zakładany pierwotnie.

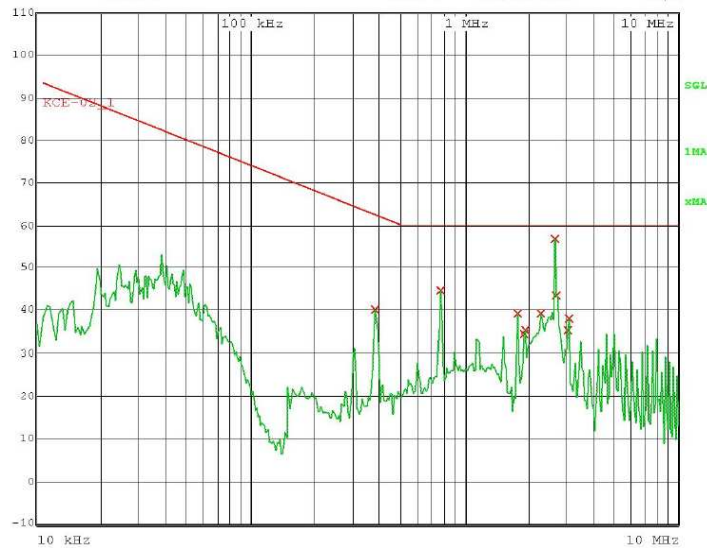
Innym problemem, jaki wystąpił podczas badań systemu, było wyeliminowanie wrażliwości toru pomiarowego kątów pochylenia, przechylenia i kursu na zakłócenia występujące na pokładzie śmigłowca. Na pokładzie śmigłowca wymienione wielkości są mierzone z wykorzystaniem układów selsynowych. Podłączenie techniki cyfrowej do układów selsynowych wydawało się prostą operacją związaną z przetwarzaniem sygnału. Badania systemu w warunkach laboratoryjnych nie sygnalizowały występowania tego problemu. Wystąpił on dopiero po zabudowie na pokład śmigłowca. Co więcej, nie wystąpił on również podczas badań naziemnych systemu z wykorzystaniem naziemnych źródeł zasilania prądu przemiennego. Ujawnienie problemu nastąpiło dopiero po uruchomieniu zespołu napędowego. Widocznym efektem było wirowanie skal pochylenia, przechylenia i kursu w zobrazowaniu przez system. Trudność tę udało się rozwiązać przez wprowadzenie w obwody pomiarowe specjalnych filtrów w obwodach synchronizacji oraz obwodach fazy odniesienia.

Kolejnym problemem, jaki wystąpił podczas badań systemu, było spełnienie wymagań kompatybilności elektromagnetycznej. Badania systemu przeprowadzono dla następujących wymagań Normy Obronnej NO-06-A200: KCS-01, KCS-06, KCS-07, KCS-08, KRS-01, KRS-02, KCE-01, KCE-02, KRE-01, KRE-02. Największą trudnością podczas badań było spełnienie wymagań dla KCE-02 oraz KRE-02. Wymaganie KCE-02 dotyczy emisji przewodzonych na przewodach zasilających, natomiast wymaganie KRE-02 – emisji promieniowanych pochodzących od systemu, osłon podukładów i wszystkich kabli połączeniowych. Spełnienie wymagań dotyczących dopuszczalnych poziomów emisji wymaga wykonania specjalnej konstrukcji obudowy urządzeń w celu zapewnienia szczelności elektromagnetycznej. Szczelność elektromagnetyczna obudowy zabezpiecza przed emisjami promieniowanymi, pochodzącymi głównie od procesorów. Zasilacze modułów elektronicznych znajdujące się wewnątrz bloków powinny posiadać specjalne układy filtracji na wejściach i wyjściach eliminujące poziom zakłóceń, pochodzących głównie od przetwornic elektronicznych pracujących w paśmie wysokich częstotliwości. Szczególną uwagę należy zwrócić na ekranowanie wiązek przewodów zasilających i sygnałowych. Aby były spełnione wymagania dopuszczalnych poziomów emisji, konieczne było zastosowanie podwójnego ekranowania. Ekran przeciwzakłóceniuowe zastosowano na pojedynczych przewodach oraz na całych wiązkach elektrycznych. Należy również pamiętać o odpowiednim połączeniu ekranów wewnętrznych, zewnętrznych

i mas dla eliminacji tych zakłóceń. Przykładowe charakterystyki spełnienia wymagań dla KCE-02 i KRE-02 przedstawiono na rys. 2. i 3.



Rys. 2. Dopuszczalne według KRE-02 i rzeczywiste poziomy emisji
Fig. 2. The allowable according to KRE-02 and real emission levels



Rys. 3. Dopuszczalne według KCE-02 i rzeczywiste poziomy emisji
Fig. 3. The allowable according to KCE-02 and real emission levels

Badania w locie (rys. 4. i 5.) systemu SWPL-1 Cyklop przeprowadzono zarówno w dzień, jak i w nocy, w różnych warunkach oświetlenia zewnętrznego. Badania przeprowadzali piloci doświadczalni. Ogólny czas lotów próbnych podczas badań wynosił ok. 80 h. Po wykonaniu pełnego programu badań zarówno piloci, jak i komisja badań potwierdzili spełnienie wymagań zawartych w ZTT oraz bezpieczeństwo użytkownika śmigłowca z zabudowanym systemem.



Rys. 4. Obsługa przedlotowa z dziennym wyświetlaczem nałęczmowym DWN-1

Fig. 4. Pre-flight service with day's helmet-mounted DWN-1 display



Rys. 5. Obsługa przedlotowa z nocnym wyświetlaczem nałęczmowym DWN-1

Fig. 5. Pre-flight service with night's helmet-mounted DWN-1 display

5. Uwagi końcowe

Wymienione problemy badań zostały pomyślnie rozwiązane oraz uwzględniono wiele dodatkowych życzeń użytkownika poprawiających właściwości ergonomiczne systemu. System wyświetlania parametrów lotu CWPL-1 Cyklop spełnia wszystkie wymagania użytkownika zawarte w założeniach taktyczno-

-technicznych. Potwierdzenie spełnienia wymagań dokonało akredytowane laboratorium oraz komisja badań typu. System otrzymał Nagrodę Prezydenta RP na XVII Międzynarodowym Salonie Przemysłu Obronnego MSPO' w 2009 r. System SWPL-1 Cyklop jest wdrożony do eksploatacji.

Literatura

- [1] Borowski J., Szelmanowski A., Michalak S.: Nahełmowy system prezentacji danych – poprawa bezpieczeństwa lotniczych systemów transportowych. *Logistyka*, 2/2010.
- [2] Michalak S., Borowski J., Szelmanowski A.: Możliwości zastosowania systemu nahełmowej prezentacji danych w modernizacji śmigłowców wojskowych. VI Konferencja Awioniki „AWIONIKA'2010”, Rzeszów–Bezmiechowa 2010.

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

Abstract

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

Keywords: sight system, helicopter, flight tests

DOI:10.7862/rm.2013.27

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Zbigniew MROTEK¹
Marek MŁYNARCZYK²
Zdzisław SZYMAŃSKI³

PROBLEMY ODWZOROWANIA RZECZYWISTYCH CHARAKTERYSTYK ZBIORNIKÓW PALIWA SAMOLOTU W WARUNKACH LABORATORYJNYCH

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

Słowa kluczowe: zbiornik paliwa samolotu, paliwomierz, bezpieczeństwo lotu

1. Wprowadzenie

Zbiorniki paliwa na statkach powietrznych są tak konstruowane, aby maksymalnie wykorzystywały wolną przestrzeń, a jednocześnie nie miały niekorzystnego wpływu na stabilność tych statków [1]. Umieszcza się je zarówno w kadłubach samolotów i śmigłowców, jak i w skrzydłach samolotów. Wymiary zbiorników i ich konstrukcja muszą być tak dobrane, aby możliwe było ograni-

¹ Zbigniew Mrotek, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, e-mail: mrotek@ilot.edu.pl

² Marek Młynarczyk, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, e-mail: mlynarczyk@ilot.edu.pl

³ Autor do korespondencji/corresponding author: Zdzisław Szymański, Instytut Lotnictwa, al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, tel.: (22) 8460011, ext. 427, e-mail: szymanski@ilot.edu.pl

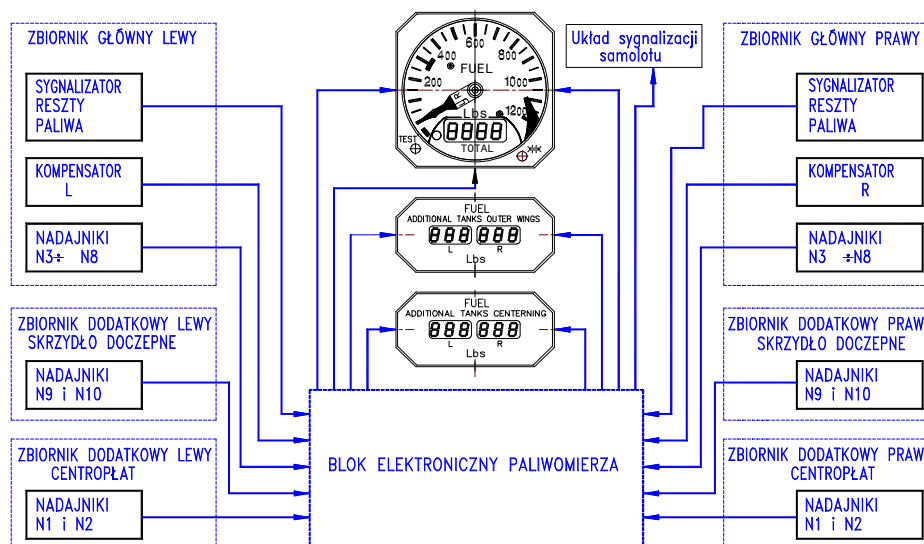
czenie do minimum przemieszczania się paliwa podczas lotu. Ponieważ system zasilania w paliwo zawiera zwykle od kilku do kilkunastu wzajemnie połączonych zbiorników, paliwomierze muszą być urządzeniami konstruowanymi indywidualnie dla określonego typu statku powietrznego. System pomiaru ilości paliwa pozostającej w zbiornikach ma podstawowe znaczenie dla bezpieczeństwa lotu [2, 3]. Szczególnie ważna jest dokładność wskazań w końcowej fazie lotu, gdy paliwo jest na wyczerpaniu, co pozwala ocenić maksymalny czas lotu do miejsca lądowania. Zachowanie sprawności paliwomierza ma ścisły związek z laboratoryjnym stanowiskiem pomiarowym, które jest wykorzystywane w celu uruchamiania, wzorcowania i kontroli paliwomierzy w trakcie ich eksploatacji. Problemy, z jakimi muszą się zmierzyć konstruktorzy stanowisk do wzorcowania i sprawdzania złożonych systemów paliwomierzy lotniczych, będą przedstawione na przykładzie paliwomierza PPM-1 (lub PPM-1B) do samolotu M-28 [4, 5].

2. Paliwomierz pojemnościowy do M-28

Na system paliwowy samolotu M-28 składa się osiem zbiorników rozmieszczonych symetrycznie w lewym i prawym skrzydle. Są to zbiorniki: główne rozchodowe, główne, dodatkowe skrzydłowe i centrołata, opróżniane w trakcie lotu w kolejności odwrotnej do wymienionej. Ze względu na miejsce zabudowy zbiorniki te mają złożone kształty, są „płytkie”, o dużej powierzchni, wypełniające skrzydła o rozpiętości około 20 m. W celu pokrycia całego zakresu zmian poziomu paliwa i zminimalizowania wpływu wahań poziomu paliwa przemieszczającego się w trakcie lotu konieczne było zastosowanie 20 nadajników poziomu paliwa, montowanych bezpośrednio w górnej powierzchni skrzydeł.

Opracowany w Instytucie Lotnictwa paliwomierz masowy PPM-1 (i PPM-1B) [4, 5] (rys. 1.) działa na zasadzie pomiaru pojemności elektrycznej kondensatora w środowisku dielektrycznym. Pojemność każdego nadajnika zmienia się liniowo w funkcji poziomu paliwa. Zastosowane w paliwomierzu dwa dodatkowe nadajniki kompensują zmiany stałej dielektrycznej paliwa, a pośrednio wpływ jego temperatury i zanieczyszczeń, a sygnalizatory reszty paliwa tworzą niezależny układ ostrzegania o spadku ilości paliwa poniżej bezpiecznej rezerwy. Korzystając z wprowadzonych do pamięci cyfrowych charakterystyk wiążących poziom paliwa w każdym ze zbiorników z jego objętością, sygnały z nadajników pomiarowych i kompensacyjnych są przetwarzane w bloku elektroniki na informacje o masie paliwa w poszczególnych zbiornikach oraz o sumarycznej masie paliwa i wyświetlane na wskaźniku cyfrowo-analogowym i dwóch wskaźnikach cyfrowych dwukanałowych [5].

Paliwomierz PPM-1, dla którego jest przeznaczone stanowisko laboratoryjne, działa na zasadzie przetwarzania bieżącego poziomu paliwa, w którym są zanurzone jego nadajniki, na pojemność elektryczną. Każdy z nadajników pali-



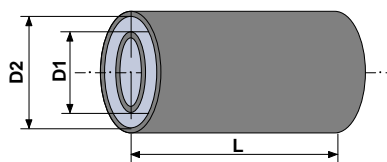
Rys. 1. Struktura paliwomierza PPM-1 (PPM-1B) przeznaczonego do samolotu M-28

Fig. 1. The structure of PPM-1 (PPM-1B) fuel gauge assigned to M-28 aircraft

womierza PPM-1 jest elementem biernym – kondensatorem elektrycznym, zbudowanym z trzech umieszczonych współosiowo cylindrów, z których dwa wewnętrzne tworzą okładki kondensatora pomiarowego, a zewnętrzny połączony z masą stanowi powierzchnię ekranującą. Pojemność C kondensatora cylindrycznego, złożonego z dwóch współosiowych rur (rys. 2.) o średnicach $D1$, $D2$ i długości L , jest opisana następującą zależnością:

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

gdzie ε_r jest przenikalnością dielektryczną materiału umieszczonego pomiędzy okładkami kondensatora, wyrażającą stosunek jego przenikalności dielektrycznej do przenikalności dielektrycznej w próżni ε_o i będącą wielkością stałą.



Rys. 2. Geometria kondensatora

Fig. 2. Geometry of condenser

Ponieważ stała dielektryczna paliwa lotniczego (np. Jet-A, Jet A-1, JP-5, JP-8) w temperaturze 20°C jest około 2,12±1,5% razy większa niż powietrza (pusty zbiornik), to wypełnianie kondensatora pomiarowego paliwem powoduje

proporcjonalny do poziomu napełnienia zbiornika wzrost jego pojemności elektrycznej. Pojemność elektryczna nadajników paliwomierza w danym zbiorniku jest przetwarzana na zależną od niej liniowo wartość napięcia w bloku elektronicznego paliwomierza BEPPM-1. Następnie na podstawie objętościowych charakterystyk zbiorników zapisanych w pamięci mikroprocesora w bloku BEPPM-1 jest cyfrowo wyliczana bieżąca ilość (masa) paliwa w każdym ze zbiorników, z uwzględnieniem kompensacji zmian stałej dielektrycznej. Pojemności elektryczne komplety nadajników umieszczonych w poszczególnych kanałach pomiarowych wynoszą przy pustych zbiornikach od ok. 70 pF dla dodatkowych zbiorników skrzydłowych do ok. 310 pF dla zbiorników głównych. Wobec tak niskiej wartości przewody łączące nadajniki z blokiem elektronicznym, których długość wynosi kilkadziesiąt metrów, muszą być starannie zaekranowane w celu wyeliminowania wpływu ich pojemności na pomiar. Przykładowo, pojemność nieekranowanej pary przewodów o przekroju $0,35 \text{ mm}^2$ w zależności od wzajemnej odległości między nimi wynosiłaby ok. $10\div 40 \text{ pF}$ na każdy metr długości.

Każdy wyprodukowany komplet paliwomierza musi spełniać wymagania określone w warunkach technicznych. Jego wskazania muszą być możliwie bliskie rzeczywistej masie paliwa, jaką wskaże paliwomierz po zamontowaniu na pokładzie samolotu. Do precyzyjnego wzorcowania służą potencjometry regulacyjne w kanale pomiarowym każdego zbiornika. Podczas wzorcowania następuje kompensacja rozrzutu wartości elementów w bloku elektroniki, a także drobnych różnic w napięciach odniesienia i parametrach przebiegów elektrycznych używanych podczas pomiaru pojemności oraz w wykonaniu i skuteczności ekranowania wiązek elektrycznych.

Teoretycznie w trakcie wzorcowania paliwomierza nadajniki można byłoby zastąpić kondensatorami o odpowiednio dobranych pojemnościach. Jednak wobec małych wartości tych pojemności stwarza to poważne trudnienia niepozwalające na uzyskanie wymaganej dokładności (tolerancja pomiarów, wpływ rodzaju i ułożenia przewodów pomiarowych). Po podłączeniu do paliwomierza dobrego w zastępstwie kondensatora wskazanie będzie też nieco inne niż z nadajnikiem, na co mają wpływ pojemności rozproszone. Aby uzyskać wysoką dokładność paliwomierza, konieczne jest więc przeprowadzanie wzorcowania na stanowisku laboratoryjnym, które pozwoli zapewnić warunki pracy nadajników i ich połączeń jak najbliższe warunkom rzeczywistym.

3. Stanowisko laboratoryjne paliwomierza

Paliwomierze lotnicze dla większych statków powietrznych są urządzeniami projektowanymi „na miarę”. Konieczna jest więc współpraca z konstruktorami konkretnego obiektu latającego z co najmniej dwóch powodów: paliwomierz powinien możliwie wiernie wskazywać ilość paliwa w zbiornikach, ale nie może mieć negatywnego oddziaływania na urządzenia pokładowe statku, na

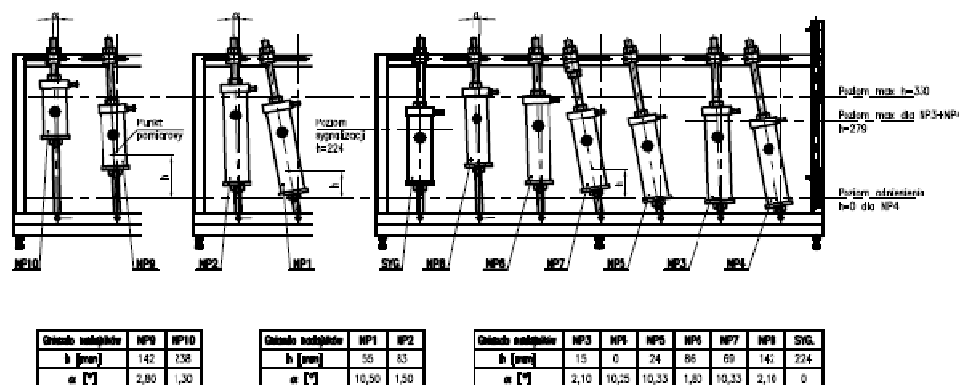
którym jest zabudowany. Rozwiązania wymaga jeszcze jeden problem: jak w warunkach laboratoryjnych udowodnić, że zaprojektowane lub produkowane urządzenie spełnia założone wymagania. Jak już wspomniano, elementy paliwomierza, w szczególności nadajniki i sygnalizatory, są rozmieszczone na płatowcu w ściśle określony sposób. W związku z tym głównym zadaniem stanowiska laboratoryjnego musi być wierne odtworzenie rzeczywistych warunków pracy urządzenia. Dwa główne problemy do rozwiązania to odwzorowanie w przestrzeni geometrycznego położenia nadajników i odwzorowanie wzajemnych połączeń elektrycznych. Ponieważ w omawianym paliwomierzu nadajniki są miernikami poziomu paliwa i są mocowane prostopadle do powierzchni skrzydła o aerodynamicznym profilu, ich położenie względem lustra paliwa jest inne dla każdego nadajnika w skrzydle. Ideowo najprostszym rozwiązaniem byłoby ustawienie w laboratorium skrzydeł samolotu z rzeczywistymi zbiornikami. Byłoby to rozwiązanie bardzo kosztowne, wymagające dużego pomieszczenia, olbrzymich ilości paliwa, czasochłonnego procesu napełniania i opróżniania zbiorników oraz spełnienia kłopotliwych wymogów przeciwpożarowych i przeciwybuchowych. Znając zasadę pracy paliwomierza, można ominąć te niedogodności.

Stanowisko laboratoryjne musi wierne odtwarzać warunki pracy wszystkich nadajników na pokładzie samolotu. Z zasady działania nadajnika, w którym zewnętrzny cylinder spełnia rolę ekranu, wynika, że jego wskazanie nie zależy od rozmiarów zbiornika, w którym jest zanurzony. Wobec tego dla każdego z dwudziestu nadajników poziomu paliwa i dwóch sygnalizatorów reszty paliwa zaprojektowano osobne zbiorniki w kształcie walców, o minimalnej średnicy i długości zapewniającej ich zabudowę, co w efekcie pozwoliło na ograniczenie całkowitej ilości niezbędnego paliwa do kilkudziesięciu litrów. Poszczególne zbiorniki połączono w odpowiednie grupy, zapewniając w nich przy napełnianiu i opróżnianiu zmiany poziomu warunki identyczne z tymi panującymi w rzeczywistych zbiornikach samolotu. Podobnie jak w płatowcu samolotu, w stoisku zasymulowano zbiorniki (rys. 3.):

- rozchodowy lewy i prawy (wyodrębnione w zbiornikach głównych), w których są zabudowane nadajniki poziomu paliwa NP-3, NP-4 i sygnalizatory reszty paliwa SRP-1,
- główny lewy i prawy, w których są zabudowane nadajniki poziomu paliwa NP-5, NP-6, NP-7, NP-8,
- centroplatu lewy i prawy, w których są zabudowane nadajniki poziomu paliwa NP-1, NP-2,
- skrzydłowy dodatkowy lewy i prawy, w których są zabudowane nadajniki poziomu paliwa NP-9, NP-10.

Wysokości ustawienia nadajników na stanowisku i ich kąty pochylenia względem „lustra” paliwa są identyczne z parametrami w zbiornikach samolotu. Do kompensacji zmian stałej dielektrycznej zależnej od właściwości paliwa i jego temperatury służą dodatkowe kondensatory, konstrukcyjnie zabudowane

w nadajnikach NP-3. Do pomiaru aktualnego poziomu paliwa w wybranym zbiorniku stanowiska służy rurka pomiarowa z podziałką, łączona z tym zbiornikiem za pomocą zaworów hydraulicznych. W stanie ustalonym możliwe jest określenie poziomu z dokładnością do $\pm 0,5$ mm.



Rys. 3. Rozmieszczenie nadajników paliwomierza PPM-1 w stoisku

Fig. 3. The arrangement of PPM-1 fuel gauge transmitters in the stand

Wiązki przewodów łączące na płatowcu poszczególne podzespoły paliwomierza mają dziesiątki metrów długości, w tym olbrzymią liczbę przewodów pomiarowych prowadzonych bezpośrednio w paliwie, oraz kilkudziesięciotyłowe wiązki analogowo-cyfrowe między blokiem elektronicznym a wskaźnikami [2]. Gdy wykonano podobne wiązki łączące podzespoły na stanowisku laboratoryjnym, nie uzyskano wystarczającej zgodności pomiędzy wskazaniami paliwomierza na stanowisku i na pokładzie samolotu. Zastosowanie w wiązce laboratoryjnej typowych rozwiązań niwelujących wpływ zakłóceń, spadków napięć, sprzężeń między przewodami, takich jak: ekranowanie, skręcanie par przewodów, dodatkowe umasienia, nie podniosło wystarczająco powtarzalności wskazań. W związku z tym (w odróżnieniu od użycia rzeczywistych zbiorników samolotu, które było niemożliwe) rozwiązaniem było zastosowanie na stanowisku oryginalnych, pokładowych wiązek samolotu z wszystkimi przepustami i pośrednimi złączami. W celu wyeliminowania wszelkich różnic wiązki zostały wykonane przez producenta samolotu. Na stanowisku ekrany przewodów i obudowy wszystkich podzespołów muszą być połączone z masą zasilania paliwomierza. Ekranowanie i umasienia muszą być wykonane starannie i w sposób trwały, ponieważ każda zmiana rezystancji połączenia może objawiać się znaczną różnicą wskazań.

Paliwomierz PPM-1 jest wyposażony w układ umożliwiający dopasowanie do charakterystyk zbiorników konkretnego egzemplarza samolotu. Pozwala on na skompensowanie indywidualnych różnic wskazań związanych z poziomem

zamocowania nadajników, nieznacznym wpływem kształtu zbiorników, drobnymi różnicami w wykonaniu i przebiegu wiązek elektrycznych. Wzorcowaniu na stanowisku laboratoryjnym (rys. 4.) podlegają zarówno paliwomierze nowe, jak i paliwomierze sprawdzane okresowo lub naprawiane przez Organizację Obsługową Instytutu Lotnictwa. Paliwomierz po umieszczeniu na stanowisku wzorcuje się w dwóch punktach pomiarowych dla każdego zbiornika, tj. całkowicie opróżnionego i pełnego. Wzorcowanie polega na regulacji w bloku elektroniki „zera” i „skali” każdego wewnętrznego napięcia, które jest liniową funkcją poziomu napełnienia kompletu nadajników obsługujących odpowiedni zbiornik. Podczas wzorcowania przy zerowym poziomie paliwa przyjmuje się tylko ujemną tolerancję błędów ustawienia napięcia, tak aby w praktyce uniknąć sytuacji, gdy paliwo skończy się fizycznie przed zejściem wskazań paliwomierza do zera. Po przeprowadzeniu wzorcowania stanowisko jest używane każdorazowo do przeprowadzania prób zdawczo-odbiorczych kompletu paliwomierza. Podczas tych prób w trakcie spuszczenia paliwa kolejno z każdego zbiornika wykonuje się sprawdzanie dokładności wskazań paliwomierza w wielu punktach pomiarowych. Budując stanowisko, dołożono wszelkich starań, aby możliwie wiernie odwzorowywało rzeczywisty samolot. Paliwomierz po laboratoryjnej procedurze skalowania wymaga już tylko niewielkich regulacji po zabudowie w płatowcu.



Rys. 4. Widok stanowiska laboratoryjnego paliwomierzy PPM-1

Fig. 4. The view of the laboratory stand of PPM-1 fuel gauges

Paliwomierz PPM-1 mierzy ilość paliwa w jednostkach masowych [lbs, kg]. Ponieważ wartości wzorcowe wskazań wykorzystywane w urządzeniu są określone dla normalnych warunków otoczenia, pomieszczenie, w którym znaj-

duje się stanowisko, musi charakteryzować się określoną w warunkach technicznych stabilną temperaturą. Również używane paliwo musi spełniać określone wymagania. Powodem niedokładności wzorcowania może być błąd odczytu poziomu paliwa na podziałce, a w szczególności zjawisko paralaksy i menisku wklęsłego paliwa w rurce pomiarowej. Należy też zwrócić uwagę na odpowiednie stanowiska, ponieważ ewentualne pęcherzyki powietrza powodują, że odczytywany poziom paliwa różni się od poziomu w zbiorniku. Źródłem błędów może być też rozregulowanie poziomów ustawienia i kątów pochyleń zbiorników stanowiska, zmiana parametrów połączeń elektrycznych oraz zmiana (z biegiem czasu) właściwości paliwa (stałej dielektrycznej). Błędy te mogą narastać podczas eksploatacji, a są eliminowane podczas wymaganej, okresowej legalizacji stanowiska.

4. Podsumowanie

Zaprojektowane i wykonane w Instytucie Lotnictwa laboratoryjne stanowisko paliwomierzy PPM-1 sprawdziło się zarówno na etapie opracowania, badania prototypów, jak też produkcji i weryfikacji eksploatowanych paliwomierzy. Zastosowanie stanowiska pozwoliło na znaczne skrócenie i uproszczenie uciążliwych prac z użyciem paliwa, zapewniając przy tym możliwość sprawdzenia i diagnostyki wszystkich parametrów paliwomierza w pełnym zakresie zmian poziomu paliwa w zbiornikach samolotu. W trakcie dotychczasowej, kilkunastoletniej eksploatacji z jego wykorzystaniem przewzorcowano i sprawdzono dziesiątki kompletów paliwomierzy typu PPM-1.

Literatura

- [1] Langton R., Clark C., Hewitt M., Richards L.: Aircraft fuel systems. J. Wiley & Sons, Oxford 2009.
- [2] Młynarczyk M., Mrotek Z.: Wybrane problemy pomiaru ilości paliwa w zbiornikach statków powietrznych, [w:] Wybrane zagadnienia awioniki, red. Jan Gruszecki. Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2011, 103-112.
- [3] Młynarczyk M., Mrotek Z.: Testowanie i diagnostyka paliwomierzy typu PPM-1 z wykorzystaniem testera TPPM-1. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej 213, Mechanika z. 63, 2004.
- [4] Kaźmierski J., Młynarczyk M., Mrotek Z.: Mikroprocesorowy pomiar masy paliwa w zbiornikach statku powietrznego metodą pomiaru pojemności. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej 186, Mechanika z. 56, 2001.
- [5] Babiasz E., Kaźmierski J., Młynarczyk M., Mrotek Z.: Cyfrowy system pomiaru ilości paliwa PPM-1. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej 186, Mechanika z. 56, 2001.

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

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

Keywords: aircraft fuel tank, fuel gauge, flight safety

DOI: 10.7862/rm.2013.28

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Aleksander OLEJNIK¹
Krzysztof FALKOWSKI²
Maciej HENZEL³

MOŻLIWOŚCI BADAWCZE ZAWIESZEŃ MAGNETYCZNYCH W LABORATORIUM BADAŃ NAPĘDÓW LOTNICZYCH WAT

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

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

1. Wprowadzenie

W Wojskowej Akademii Technicznej i na Politechnice Warszawskiej jest realizowany projekt POIG.02.02.00-14-022/09 pt. „Modernizacja i budowa nowej infrastruktury badawczej Wojskowej Akademii Technicznej i Politechniki Warszawskiej na potrzeby wspólnych numeryczno-doświadczalnych badań lot-

¹ Aleksander Olejnik, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl

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

³ Autor do korespondencji/corresponding author: Maciej Henzel, Wojskowa Akademia Techniczna, ul. S. Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa, tel.: (22) 6839858, e-mail: maciej.henzel@wat.edu.pl

niczych silników turbinowych”. Bezpośrednim celem projektu jest modernizacja i budowa nowej zintegrowanej infrastruktury badawczej z zakresu badań silników lotniczych oraz wzmocnienie potencjału badawczego współpracujących ze sobą Laboratorium Badań Napędów Lotniczych WAT oraz Laboratorium Aerodynamiki Turbin Lotniczych i Spalania Politechniki Warszawskiej. W obszarze badań przepływu w turbinowych silnikach odrzutowych będą prowadzone prace naukowo-badawcze dotyczące zagadnień aerodynamiki kanałów przepływowych turbin, a także kanałów międzyłopatkowych wieńców dyszowych i wirnikowych, aerodynamiki oraz aerosprężystości pojedynczych łopatek dyszowych i wirnikowych oraz ich palisad z wykorzystaniem charakterystyk otrzymanych z badań wagowych modeli w tunelach aerodynamicznych oraz obliczeń numerycznych. Oprócz wyposażenia i oprogramowania jest przewidziany zakup do dyspozycji laboratorium m.in. zmodernizowanych w ramach projektu tuneli aerodynamicznych małych i dużych prędkości. W zakresie statyki i dynamiki lotniczych zespołów napędowych Laboratorium będzie się zajmować modelowaniem numerycznym zespołów wirnikowych i ich elementów, np. badaniem zjawiska flatteru łopatek. Wyznaczane będą właściwości dynamiczne konstrukcji na podstawie modeli numerycznych, a wyniki będą porównywane z wynikami badań eksperymentalnych. W zakresie pomiarów cieplnych będą badane wielkości gazodynamiczne w układach przepływowych oraz właściwości cieplne materiałów stosowanych do budowy turbinowych silników lotniczych i energetycznych turbin gazowych. Wyposażenie będzie obejmować przyrządy do pomiaru dyfuzyjności cieplnej, przewodności cieplnej, ciepła właściwego oraz rozszerzalności cieplnej materiałów na potrzeby innych badań prowadzonych w Laboratorium. W zakresie aktywnych zawiesznień magnetycznych Laboratorium będzie prowadzić unikatowe w skali kraju numeryczne oraz doświadczalne badania nad opracowywaniem pasywnych i aktywnych zawiesznień magnetycznych, ich optymalizacją, sterowaniem nimi, zasilaniem itp. Laboratorium zajmie się także dostosowaniem łożysk magnetycznych oraz ich osprzętu dla konkretnych aplikacji w lotniczych silnikach turbinowych. Obecnie są prowadzone m.in. prace nad bezłożyskowymi maszynami elektrycznymi (silniki, generatory, prądnico-rozruszniki).

Laboratoria WAT i Politechniki Warszawskiej będą także służyć podnoszeniu kwalifikacji kadry naukowo-badawczej i doktorantów. W laboratoriach przewiduje się również prowadzenie zajęć dydaktycznych oraz dyplomowych prac końcowych na studiach I i II stopnia.

2. Pracownia zawiesznień magnetycznych

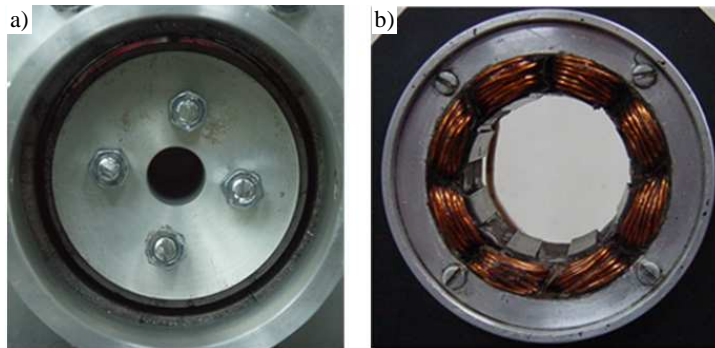
Jednym z zespołów realizujących główny cel projektu jest utworzona w Laboratorium Pracownia Zawiesznień Magnetycznych. Pracownia ta prowadzi badania naukowe ukierunkowane na wykorzystanie zjawiska aktywnej i pasywnej lewitacji magnetycznej w technice lotniczej, których wyniki były publiko-

wane na wielu konferencjach krajowych i zagranicznych [1, 2] oraz w czasopiśmie naukowych [3-5]. Obecnie można zaobserwować bardzo dynamiczny rozwój systemów lewitacji magnetycznej i ich systematyczne wykorzystanie w aplikacjach lotniczych i kosmicznych. Systemy łożysk magnetycznych są wykorzystywane w:

- silnikach turbinowych,
- lotniczych układach wykonawczych,
- bezłożyskowych napędach, generatorach, prądnic-rozrusznikach,
- systemach startu i lądowania, inercyjnym systemie sterowania i stabilizacji położenia w przestrzeni obiektów kosmicznych,
- kinetycznych akumulatorach energii umożliwiających zasilanie pojazdu kosmicznego przy wchodzeniu w cień Ziemi,
- aktywnych systemach zawieszek magnetycznych do tłumienia, monitorowania, diagnozowania i sterowania drganiami,
- bezłożyskowych napędach liniowych i obrotowych (urządzeniach, w których łączy się zjawisko lewitacji magnetycznej i generowanie momentu obrotowego lub siły pociągowej),
- bezłożyskowych prądnic-rozrusznikach dla lotniczych silników turbinowych łączących funkcję łożyska, silnika elektrycznego i prądnicy,
- ciągach transportu magnetycznego umożliwiającego przenoszenie ładunków w warunkach braku grawitacji,
- wyrzutniach liniowych z lewitacją magnetyczną dla statków powietrznych i kosmicznych,
- inercyjnych przyrządach pomiarowych – giroskopach i przyspieszeniomierzach dla systemów nawigacyjnych o bardzo dużej precyzji pomiaru parametrów ruchu.

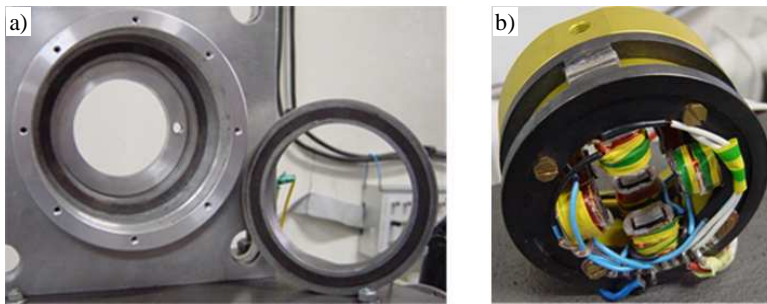
Ze względu na bardzo dobre właściwości funkcjonalne zawieszek magnetycznych (praca w bardzo niskich temperaturach i wysokiej próżni) rozwiązania tego typu znajdują powszechne zastosowanie w technologiach kosmicznych [2]. Na rysunkach 1. i 2. są przedstawione przykłady konstrukcji wykonanych w WAT. Zespół badawczy realizuje projekty obejmujące wykonanie siłowników, zasilaczy, systemów sterowania i łożysk pomiarowych. Prowadzone są również prace mające na celu wykonanie bezłożyskowych maszyn i generatorów [2].

Obecnie zespół badawczy prowadzi prace nad zbudowaniem lotniczych układów wykonawczych z bezłożyskowymi napędami elektrycznymi i systemami łożyskowania silników lotniczych oraz pędników pojazdów podwodnych. Badane są nowe konstrukcje napędów elektrycznych dla lotniczych układów wykonawczych. Na rysunku 3. jest przedstawiony bezłożyskowy silnik elektryczny. Badaniom poddano silniki synchroniczne i asynchroniczne. Inną grupą badanych napędów elektrycznych są liniowe silniki elektryczne, które umożliwiają zamianę energii elektrycznej na ruch liniowy bez dodatkowych elementów i układów, jak to ma miejsce w układach wykonawczych z silnikami obrotowy-



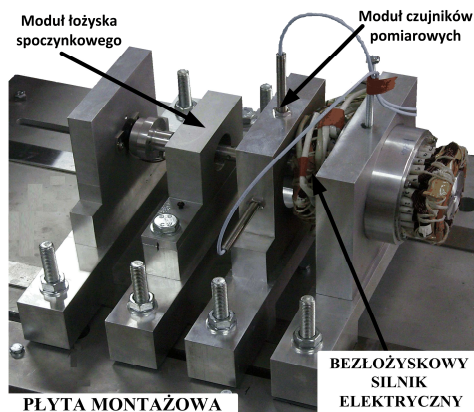
Rys. 1. Łożyska magnetyczne opracowane i wykonane w WAT: a) pasywne promieniowe, b) aktywne heteropolarne

Fig. 1. Magnetic suspensions developed and performed at the Military University of Technology, types: a) passive radial, b) active heteropolar



Rys. 2. Łożyska magnetyczne opracowane i wykonane w WAT: a) aktywne heteropolarne łożysko osiowe, b) aktywne heteropolarne łożysko promieniowe

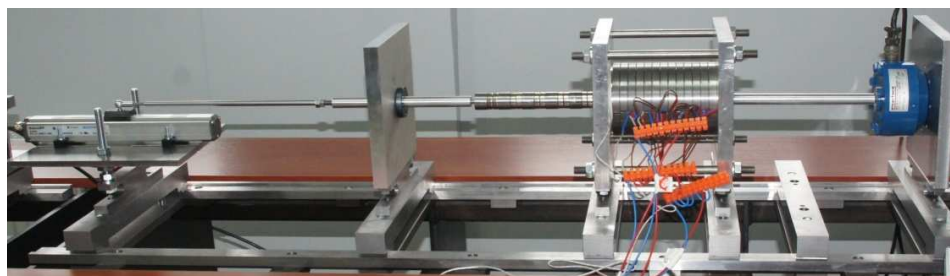
Fig. 2. Magnetic suspensions developed and performed at the Military University of Technology: a) active heteropolar axial suspension, b) active heteropolar radial suspension



Rys. 3. Bezłożyskowy napęd elektryczny dla lotniczego układu wykonawczego

Fig. 3. Bearingless electric drive for aircraft execution system

mi. Konstrukcja modelu laboratoryjnego silnika jest przedstawiona na rys. 4. Napędy tego typu w układzie bezzłobkowym są obecnie konstruowane na potrzeby projektu GABRIEL (Grant UE nr 284884), którego celem jest zbudowanie systemów startu i lądowania statków powietrznych. W ramach projektu PBS1/B6/7/2012 „Wykorzystanie nowych technologii inżynierii powierzchni i łożysk magnetycznych w budowie miniaturowego turbinowego silnika odrzutowego” jest opracowywany system łożyskowania magnetycznego dla silnika odrzutowego. Dodatkowo są prowadzone prace nad modelowaniem silnika, przygotowaniem i konfigurowaniem systemów akwizycji oraz elementami automatyzacji.



Rys. 4. Liniowy układ wykonawczy z napędem liniowym na stanowisku laboratoryjnym w konfiguracji do badania właściwości statycznych

Fig. 4. Linear execution system with the linear motor on the laboratory stand in the configuration for testing of static properties

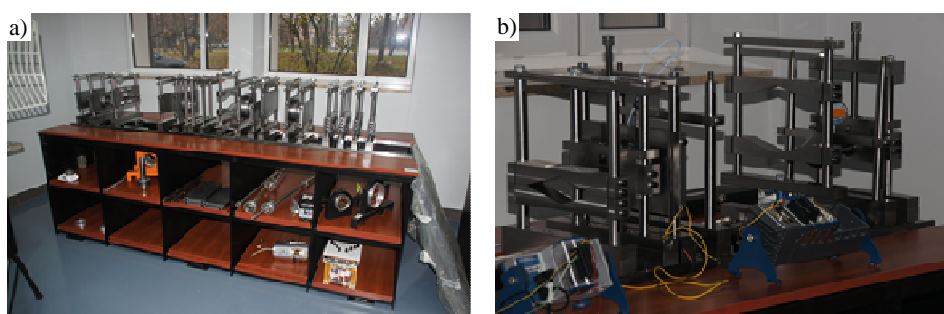
3. Infrastruktura pracowni

W ramach realizowanego projektu przygotowano wyposażenie i infrastrukturę pracowni do:

- projektowania wysoko sprawnych zasilaczy i systemów elektroenergetycznych na potrzeby systemów sterowania aktywnego,
- projektowania zaawansowanych systemów sterowania,
- projektowania obwodów elektromagnetycznych układów wykonawczych,
- integracji i testowania systemów zawieszek magnetycznych.

Pracownia jest wyposażona w stanowiska umożliwiające wyznaczenie charakterystyk statycznych i dynamicznych aktywnych zawieszek magnetycznych (rys. 5.). Każde stanowisko składa się ze stabilnej ramy dostosowanej do obciążenia o wartości 600 kg. Na ramie można zbudować linię wirnika o długości do 5 m. Poszczególne elementy, takie jak czujniki, napęd, łożyska osiowe i promieniowe, są mocowane do uniwersalnych podpór. Dodatkowo przygotowano specjalistyczny osprzęt, który umożliwia pomiar sił osiowych i promieniowych w funkcji położenia wirnika i prądów płynących w uzwojeniach maszyny elek-

trycznej. Dokładność ustawienia wirnika wynosi do 1 μm , a ugięcie wirnika 5 μm przy maksymalnym zakresie pomiarowym czujników siły. Całość stanowisk dopełniają systemy akwizycji i rejestracji parametrów. W pracowni do rejestracji i archiwizacji są wykorzystywane systemy firmy National Instruments oraz dSpace. Pomiary mogą być realizowane w czasie rzeczywistym z wykorzystaniem systemu PXI i CRIO. Dodatkowo stanowiska są wyposażone w sprzęt i oprogramowanie, co umożliwia szybkie prototypowanie i testowanie cyfrowych układów sterowania pracujących w czasie rzeczywistym.



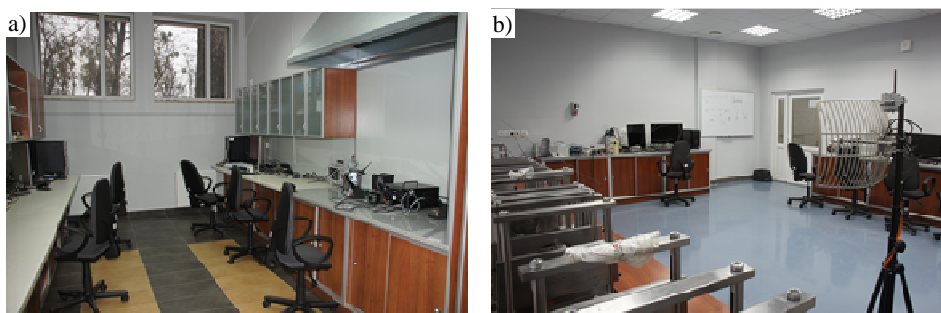
Rys. 5. Stanowisko do pomiaru charakterystyk statycznych (a) i dynamicznych (b) zawieszek magnetycznych

Fig. 5. The stand for measuring the static (a) and dynamic (b) properties of magnetic suspensions

Pracownia zawieszek magnetycznych jest również wyposażona w oprogramowanie przeznaczone do tego typu zadań. Podstawowe zadania projektowe, testowe i weryfikacyjne są wykonywane w środowisku Matlab-Simulink oraz LabView. W zakresie komputerowego wspomaganie projektowania pracownia jest wyposażona w oprogramowanie do projektowania elementów mechanicznych, elektrycznych, elektronicznych, elektromagnetycznych i magnetycznych. Podstawowe programy wykorzystywane w pracowni to: AutoDesk Inventor, Altium Designer, MultiSim, Comsol Multiphysics, ISE Xilinx, Opera, LabView, Matlab-Simulink. Posiadane oprogramowanie umożliwia wymianę danych między poszczególnymi środowiskami i ich integrację w ramach projektowania złożonych systemów mechatronicznych. Przykładem takiego podejścia są łożyska magnetyczne, w których procesie projektowania można wyróżnić następujące fazy:

1. Wstępne obliczenia projektowe – najczęściej wykonywane w środowisku programu Matlab z wykorzystaniem języka skryptowego.
2. Wykonanie geometrii 2D i 3D z uwzględnieniem ograniczeń technologicznych w programie AutoDesk Inventor.
3. Wygenerowanie z wykorzystaniem *Live Link for Inventor* modeli niezbędnych do analiz metodą elementów skończonych w środowisku Comsol Multiphysics.

4. Wykonanie analiz statycznych i dynamicznych metodą elementów skończonych.
5. Wygenerowanie w środowisku Comsol Multiphysics z wykorzystaniem *Live Link for Matlab* m-plików, które są wykorzystywane do symulacji dynamicznych w środowisku Matlab-Simulink.
6. Wykorzystanie procedur środowiska Matlab w programie Comsol Multiphysics do automatyzacji i przyspieszenia obliczeń.
7. Szybkie prototypowanie w środowisku Matlab-Simulink i LabView układów i praw sterowania oraz integracja zawansowanych praw z wykorzystaniem MathScript w LabView.
8. Wsparcie otrzymanych wyników przez analizy w środowisku NI MultiSim i jego integracja z LabView.
9. Wykonanie prototypów układów elektroenergetycznych i ich testowanie w środowisku NI MultiSim i Altium Designer.
10. Integracja i wykonanie testów z wykorzystaniem programów NI MultiSim, LabView, Matlab i Comsol Multiphysics (dołączenie modeli elektrycznych zasilania „modele 1D” do symulacji wykonanych w Comsol Multiphysics).



Rys. 6. Pracownia optymalizacji obwodów magnetycznych (a) oraz pracownia sterowania i pomiarów (b)

Fig. 6. Magnetic circuit optimization workshop (a) and the workshop of control and measurements (b)

Wybór oprogramowania nie jest przypadkowy i ukierunkowany na głęboką integrację na potrzeby szybkiego projektowania zawansowanych systemów mechatronicznych. Pracownia jest również wyposażona w inną aparaturę naukowo-badawczą czołowych producentów, obejmującą:

- czujniki do pomiaru wielkości mechanicznych (parametry ruchu),
- przyrządy do pomiaru i rejestracji parametrów elektrycznych (mierniki, oscyloskopy, mostki pomiarowe RLC/M),
- pomiar wielkości magnetycznych (dwu-, trójosiowe sondy dla gaussmiera),

- generowanie sygnałów i zasilacze,
- przetwarzanie sygnałów,
- specjalistyczny sprzęt programowalny z wykorzystaniem systemów czasu rzeczywistego i układów FPGA.

Do wykonywania tak złożonych zadań została przygotowana odpowiednia infrastruktura. Na zdjęciach są przedstawione pomieszczenia pracowni wzmacniaczy aktywnych łożysk magnetycznych, optymalizacji obwodów magnetycznych oraz sterowania i pomiarów (rys. 6.).

4. Podsumowanie

Pracownia zawiesznień magnetycznych jest przeznaczona do prowadzenia badań mających na celu wdrażanie technologii zawiesznień magnetycznych w technice lotniczej i kosmicznej. Przez realizację projektu POIG.02.02.00-14-022/09 zbudowano odpowiednią infrastrukturę, zakupiono aparaturę naukowo-badawczą i oprogramowanie. Dzięki temu utworzono unikatową w Unii Europejskiej placówkę przygotowaną do prowadzenia prac z zakresu aktywnych zawiesznień magnetycznych. Ponadto zespół naukowy posiada umiejętności realizacji zadań i jest gotowy do ich podjęcia. Przejawia się to zainteresowaniem placówek naukowych z kraju i Unii Europejskiej prowadzonymi badaniami w WAT w omawianym zakresie. Ponadto zespół badawczy w ramach pracowni jest gotowy do podjęcia innych zadań związanych z wyposażeniem awionicznym, automatyką, sterowaniem i mechatroniką lotniczą. O takich możliwościach świadczą realizowane przez zespół badawczy projekty bezpilotowych aparatów latających typu Quadrotor, głowic obserwacyjnych oraz sterowania takimi obiektami.

Literatura

- [1] Henzel M., Żokowski M., Olejnik A.: The new construction of actuators for More Electric Aircraft. 6th Int. Conf. Mechatronic Systems and Materials MSM, Opole 2010.
- [2] Raport z pracy badawczej własnej nr O N509 032736.
- [3] Gosiewski Z., Falkowski K.: Wielofunkcyjne łożyska magnetyczne. Monografia Instytutu Lotnictwa nr 19, Warszawa 2003.
- [4] Falkowski K., Henzel M.: High efficiency radial passive magnetic bearing, in Solid State Phenomena. Mechatronic Systems and Materials: Mechatronic Systems and Robotics. Trans Tech Publications 2010, 360-365.
- [5] Henzel M., Falkowski K., Żokowski M.: The analysis of the control system for the bearingless induction electric motor. J. Vibroeng., 14 (2012), 1392-8716.

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

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

Keywords: magnetic suspensions, aircraft propulsion, optimization, control

DOI:10.7862/rm.2013.29

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Andrzej SZELMANOWSKI¹

Sławomir MICHALAK²

Andrzej PAZUR³

NAHELMOWY SYSTEM CELOWNICZY NSC-1 ORION DLA POLSKICH ŚMIGŁOWCÓW WOJSKOWYCH

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

Słowa kluczowe: system celowniczy, śmigłowiec, sterowanie

1. Wprowadzenie

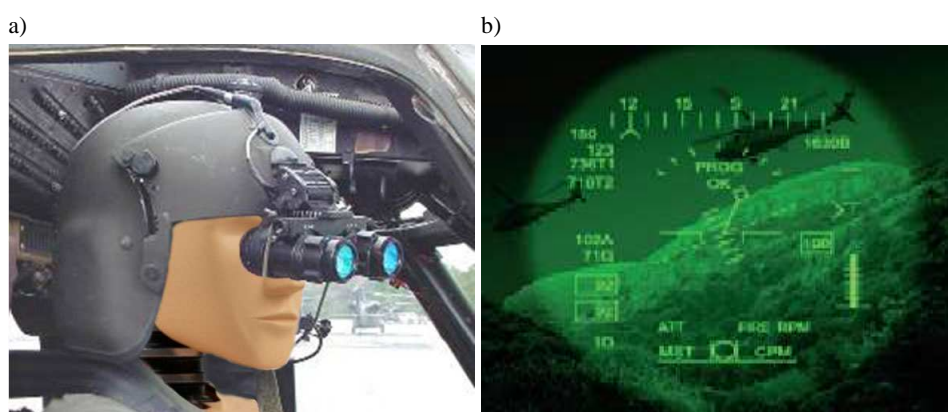
Nahełmowe systemy zobrazowania i wskazywania celu (tzw. zintegrowane celowniki nahełmowe) stają się obecnie [1-3] podstawowym wyposażeniem nowoczesnych wielozadaniowych samolotów i śmigłowców bojowych. Stanowią one także istotny element przetargowy programów modernizacji starszych

¹ Andrzej Szelmanowski, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, e-mail: andrzej.szelmanowski@itwl.pl

² Autor do korespondencji/corresponding author: Sławomir Michalak, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, tel.: (22) 6851043, e-mail: slawomir.michalak@itwl.pl

³ Andrzej Pazur, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, e-mail: andrzej.pazur@itwl.pl

technologicznie statków powietrznych. Głównym celem ich zastosowania jest zwiększenie tzw. świadomości sytuacyjnej pilota i bezpieczeństwa lotu, a także efektywności i skuteczności użycia uzbrojenia pokładowego oraz zdolności przetrwania załóg na współczesnym polu walki [4]. Nahełmowe systemy prezentacji danych w wersji klasycznej wykorzystują zewnętrzne wyświetlacze okularowe i gogle noktowizyjne (rys. 1.), stanowiące standardowe wyposażenie m.in. wojskowych śmigłowców bojowych AH-1 Cobra i AH-64 Apache [5]. Umożliwiają one nie tylko bezpośrednie (tj. wyświetlane przed oczami pilota) informowanie o parametrach pilotażowo-nawigacyjnych (co jest bardzo ważne podczas lotów manewrowych), ale także podają komendy dyrektywne (nakazujące czynności niezbędne do wykonania zadania) lub ostrzeżenia o sytuacjach awaryjnych lub niesprawnościach (otrzymywane z układów kontroli stanu technicznego systemów pokładowych). Nahełmowe systemy prezentacji danych są wykorzystywane także do sterowania uzbrojeniem ruchomym statku powietrznego (np. w zakresie nahełmowego wskazywania celu dla działka lub rakiety kierowanej) oraz w systemach poszukiwawczo-ratowniczych (do sterowania położeniem kątowym głowicy obserwacyjno-celowniczej lub reflektora podwieszanego).



Rys. 1. Nahełmowy system celowniczy ANVIS dla śmigłowca AH-1 Cobra (a) oraz zobrazowanie okularowe w noktowizji (b)

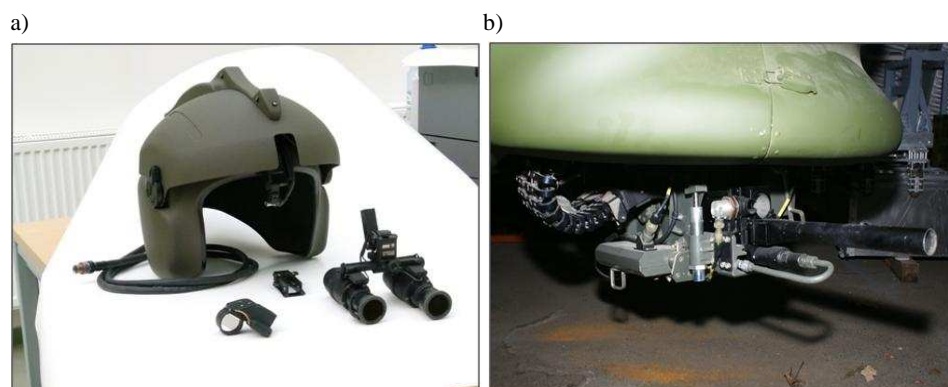
Fig. 1. The helmet-mounted ANVIS sight system for AH-1 Cobra helicopter (a) and noctovision view in the eyepiece (b)

Prace rozwojowe systemów nahełmowej prezentacji danych i sterowania uzbrojeniem pokładowym to konstrukcje hełmów przystosowanych do działania w cyberprzestrzeni, np. system nahełmowy HMDS firmy VSI dla samolotu F-35 [3]. W Polsce podobny projekt, finansowany przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego oraz Narodowe Centrum Badań i Rozwoju, obejmował budowę systemu NSC-1 Orion jako głównego elementu systemu nahełmowego sterowania uzbrojeniem śmigłowca W-3PL Głuszec. Projekt ten został zrealizowa-

ny przez polskie konsorcjum naukowo-przemysłowe w składzie: Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych (Warszawa) jako lider projektu, Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego „PZL-Świdnik” S.A. (Świdnik), Zakłady Mechaniczne „Tarnów” S.A. (Tarnów), FAS Mariusz Ficoń (Bielsko-Biała) oraz Przemysłowe Centrum Optyki/Bumar Żołnierz S.A. (Warszawa). Osiągnięty poziom światowy oraz zastosowane nowatorskie technologie w tym rozwiązaniu zyskały uznanie na XX Międzynarodowym Salonie Przemysłu Obronnego w Kielcach, gdzie 6 września 2012 r. nahelkowy system celowniczy NSC-1 Orion uzyskał prestiżowe wyróżnienie DEFENDER.

2. Nahelkowy system celowniczy NSC-1 Orion

Wychodząc naprzeciw potrzebom i standardom światowym, w Zakładzie Awioniki ITWL (we współpracy z firmą PCO i FAS w ramach konsorcjum naukowo-przemysłowego) opracowano i zbudowano [6] nahelkowy system celowniczy NSC-1 Orion (rys. 2.). Za pomocą zbudowanego nahelkowego systemu celowniczego NSC-1 Orion można sterować położeniem kątowym stanowiska ruchomego z karabinem 12,7 WKM-B (w wersji zbudowanej w ramach demonstratora technologii) oraz innych elementów systemu uzbrojenia pokładowego, m.in. ruchomej głowicy obserwacyjno-celowniczej Toplite, a także koordynatorów kierowanych pocisków raketowych (w wersji rozwojowej). W celu zapewnienia działania system ten jest sprzężony z komputerem misji KM-1 (zabudowanym na śmigłowcu W-3PL Głuszc) oraz wymaga nahelkowego układu określania położenia kąowego hełmu i nahelkowego układu zobrazowania danych procesu celowania (w tym tzw. krzyża celowniczego umożliwiającego powstanie osi celowania dla oka pilota).



Rys. 2. Elementy nahelkowego systemu celowniczego NSC-1 Orion (a) i stanowisko ruchome z karabinem WKM-B (b) dla śmigłowca W-3PL Głuszc

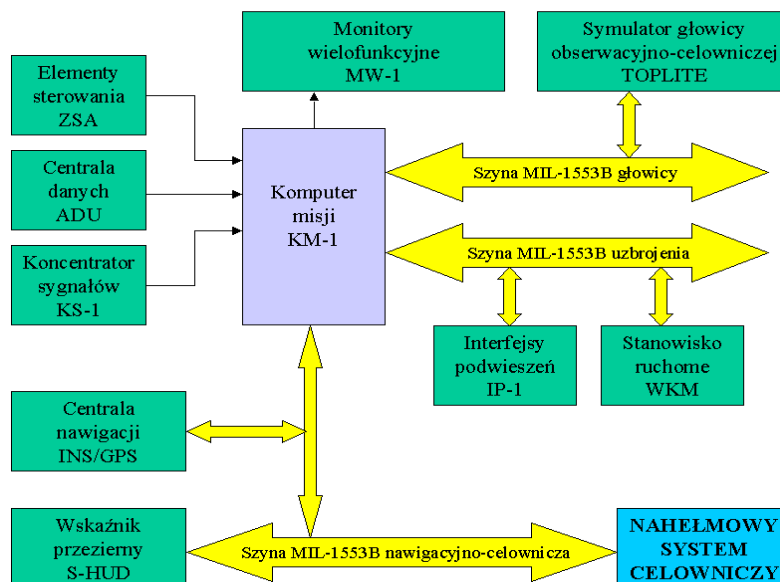
Fig. 2. Elements of the helmet-mounted NSC-1 Orion sight system (a) and the mobile stand with WKM-B rifle (b) for W-3PL Głuszc helicopter

Budowa nabełmowego systemu celowniczego w postaci systemu NSC-1 Orion, ze względu na jego specyfikę i rolę na wojskowym statku powietrznym w realizowaniu zadań [7], była związana z wieloma poważnymi problemami badawczymi. Obejmowały one zarówno zakres prac teoretycznych (m.in. opracowanie koncepcji działania systemu i wykorzystywanej zasady działania), jak i badań funkcjonalnych zbudowanego układu w wersji demonstratora technologicznego [8]. Wśród nich występowały problemy związane z:

- połączeniem budowanego systemu ze zintegrowanym systemem awionicznym śmigłowca W-3PL Głuszc (wymaganym dla zapewnienia dostarczania danych nawigacyjno-celowniczych do systemu oraz zarządzania systemem nabełmowym),
- wyświetlaniem nabełmowym danych (sposobem zobrazowania danych celowniczych na nabełmowym wyświetlaczu przeziernym),
- miniaturyzacją gabarytów i masy wyświetlacza nabełmowego i gogli noktowizyjnych (zapewnieniem jak najmniejszego obciążenia kręgosłupa szyjnego pilota),
- zapewnieniem płynności obracania i dokładności pozycjonowania ruchomego stanowiska strzeleckiego (oraz pozostałego kierowanego nabełmowo uzbrojenia pokładowego śmigłowca W-3PL Głuszc).

Głównym zagadnieniem badawczym było określenie możliwości i ograniczeń metod funkcjonowania nabełmowych systemów celowniczych (stosowanych na wybranych wojskowych statkach powietrznych lub nowo opracowanych), analizowanych w realizowanym projekcie budowy systemu NSC-1 Orion [7]. Celem przeprowadzonych prac była ocena tych metod (przedstawionych w ich realizacjach technicznych wykonanych w ITWL) pod kątem dokładności wyznaczania położenia kąтового hełmu pilota i wybór najbardziej korzystnej w stosunku do posiadanych w kraju możliwości technologicznych [8]. W wyniku przeprowadzonych analiz opracowano projekt koncepcyjny systemu nabełmowego sterowania uzbrojeniem z nabełmowym systemem celowniczym NSC-1 Orion. Schemat blokowy zbudowanego nabełmowego systemu sterowania uzbrojeniem śmigłowca W-3PL Głuszc przedstawiono na rys. 3.

W odniesieniu do zastosowanej zasady działania nabełmowy system celowniczy NSC-1 Orion jest autorskim, opracowanym w ITWL rozwinięciem metody elektrooptycznej (korygowanej przez jej hybrydyzację z układem inercyjno-magnetycznym). Zostało ono zrealizowane z wykorzystaniem optoelektronicznych elementów wskazujących położenie hełmu pilota oraz algorytmów opartych na sztucznej sieci neuronowej do wyznaczania jego położenia kąтового. Jako układ działający w ramach systemu nabełmowego sterowania uzbrojeniem zbudowanego dla śmigłowca W-3PL Głuszc system NSC-1 Orion realizuje funkcje nabełmowego procesu celowania i sterowania pracą środków bojowych (stanowiskiem ruchomym z karabinem 12,7 mm WKM-B) oraz współpracuje z głowicą obserwacyjno-celowniczą Toplite. Nabełmowy system celowniczy NSC-1 Orion jako system wydzielony korzysta z informacji pochodzących

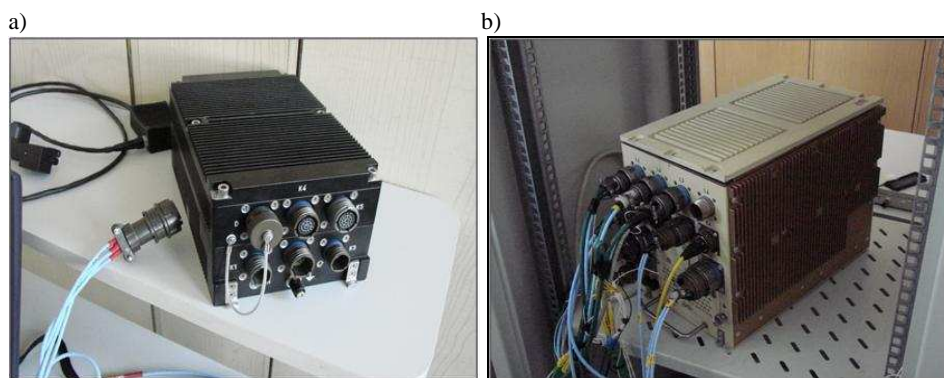


Rys. 3. Schemat połączenia nahelmowego systemu celowniczego jako nowego systemu z zintegrowanym systemem awionicznym śmigłowca W-3PL Głuszcak

Fig. 3. Schematic of the connection of the helmet-mounted sight system as a new system integrated with avionics system of W-3PL Głuszcak helicopter

od zintegrowanego systemu awionicznego (zabudowanego na pokładzie śmigłowca W-3PL Głuszcak). W szczególności system ten współpracuje z dalmierzem laserowym głowicy obserwacyjno-celowniczej Toplite oraz pokładowym elektroenergetycznym układem zasilania. Współdziałanie systemu NSC-1 Orion z systemem awionicznym i innymi układami pomiarowymi na śmigłowcu jest realizowane za pomocą interfejsów: MIL-1553B, ARINC-429, RS-485, ETHERNET 10/100 oraz USB. Elementem integrującym system nahelmowy NSC-1 Orion jest komputer graficzny KG-1HC (rys. 4.) współpracujący z komputerem misji KM-1, stanowiącym główny element zarządzający pracą zintegrowanego systemu awionicznego śmigłowca W-3PL Głuszcak.

Podstawą montażową demonstratora technologii jest makieta kabiny śmigłowca W-3PL Głuszcak (wykonana przez WSK „PZL-Świdnik”), na której zostały zabudowane wybrane elementy zintegrowanego systemu awionicznego, niezbędne do uruchomienia systemu nahelmowego i sprawdzenia jego współdziałania ze zintegrowanym systemem awionicznym (opracowanym przez ITWL), oraz adaptowane na potrzeby projektu stanowisko ruchome z karabinem WKM-B (wykonane przez ZM „Tarnów”). Nahelmowy system celowniczy NSC-1 Orion spełnia w systemie nahelmowego sterowania uzbrojeniem śmigłowca W-3PL Głuszcak funkcje: wizualizacji symboli celowniczych na nahel-



Rys. 4. Komputer graficzny KG-1HC napełmowego systemu celowniczego NSC-1 Orion (a) i komputer misji KM-1 (b) dla śmigłowca W-3PL Głuszc

Fig. 4. KG-1HC graphic computer of the helmet-mounted NSC-1 Orion sight system (a) and the computer of KM-1 mission (b) for W-3PL Głuszc helicopter

mowym wyświetlaczu przeziernym (uwzględniającej aktualnie używane uzbrojenie oraz jego dane balistyczne), wycelowania wybranego systemu uzbrojenia ruchomego na śmigłowcu do celu zewnętrznego (przez operatora systemu), pomiaru kątów azymutu i elewacji hełmu pilota względem kabiny śmigłowca i przesłania ich w postaci cyfrowej do aplikacji wypracowującej dane balistyczno-celownicze w komputerze misji. W sterowaniu systemem uzbrojenia zbudowany demonstrator technologii systemu napełmowego sterowania uzbrojeniem śmigłowca W-3PL Głuszc obejmuje adaptowane ruchome stanowisko strzeleckie (z 12,7 mm karabinem WKM-B) oraz stanowisko do symulacji wybranych parametrów funkcjonalnych głowicy obserwacyjno-celowniczej Toplite (symulator SGT-1 zbudowany w ITWL).

3. Podstawowe funkcje i dokładność pozycjonowania hełmu

W obszarze rozwiązań technologicznych przedstawiony system NSC-1 Orion jest oparty na innowacyjnych rozwiązaniach niespotykanych w skali światowej [6]. Zastosowane rozwiązania konstrukcyjne i technologiczne w zbudowanym systemie napełmowego sterowania uzbrojeniem śmigłowca W-3PL Głuszc są na najwyższym poziomie technologicznym. Przełomowym rozwiązaniem w realizowanym projekcie jest zastosowanie technologii sztucznych sieci neuronowych do określania położenia kąтового hełmu pilota (opracowanej w ITWL) oraz zintegrowanego wyświetlacza dziennie-nocnego WDN-1 (zbudowanego w PCO), wykorzystywanego do celów napełmowego zobrazowania informacji pilotażowo-nawigacyjnej i celowniczej z implementacją techniki noktowizyjnej (zminiaturyzowane gogle noktowizyjne PNL-3M zbudowane w PCO).

Działanie systemu napełmowego NSC-1 Orion polega na takim sterowaniu uzbrojeniem śmigłowca, w którym ruch głowy pilota w zakresie azymutu i ele-

wacji powoduje odpowiedni ruch osi celowania ruchomego stanowiska strzeleckiego z karabinem 12,7 mm WKM-B. Umożliwia to prowadzenie ognia bez odrywania rąk od elementów sterowania i nahelmowego wskazywania celu oraz szybkie przełączanie systemu na sygnały głowicy obserwacyjno-celowniczej wykorzystywane do strzelania precyzyjnego. Wstępne badania dokładności kreślenia kątów położenia przestrzennego hełmu pilota dla nahelmowego systemu celowniczego NSC-1 Orion były wykonywane na stanowisku pomiarowym, zbudowanym w ITWL do uczenia sieci neuronowej wykorzystywanej w metodzie elektrooptycznej i hybrydowej [6]. Stanowisko takie dla badanej aplikacji z siecią neuronową zapewnia: zautomatyzowane zadawanie i pomiar kątów azymutu i elewacji osi celowania, zautomatyzowany pomiar położenia przestrzennego hełmu poprzez wyznaczenie kątów azymutu i elewacji osi wizowania hełmu za pomocą systemu pomiaru, przesłanie tych kątów w postaci cyfrowej do aplikacji pomiarowej w celu archiwizacji i dalszej analizy, określanie dokładności wyznaczania położenia kąтового.

Stanowisko w wersji uproszczonej (z modelowaniem położenia hełmu na obrotnicy PAN/TILT) pozwala na zadawanie położenia przestrzennego hełmu poprzez zmianę jedynie jego kątów azymutu i elewacji względem dwóch prostopadłych osi obrotu, bez uwzględniania przemieszczeń bocznych. Wykonane badania dla metody hybrydowej wykazały, że dokładność tak wyznaczanych kątów azymutu i elewacji hełmu (dla azymutu do $\pm 80^\circ$ i elewacji do $\pm 12^\circ$) jest rzędu $\pm 0,5^\circ$ (dla azymutu) oraz $\pm 0,2^\circ$ (dla elewacji). Końcowe badania dokładności określenia kątów były wykonywane na stanowisku w wersji pełnej, zabudowanym w kabine śmigłowca W-3PL Głuszec. Stanowisko w wersji pełnej (z hełmem umieszczonym na głowie operatora systemu) pozwala na rzeczywiste zadawanie położenia kąтового hełmu z uwzględnieniem ruchów bocznych głowy i tułowia pilota występujących w procesie celowania. Wykonane badania dla metody hybrydowej wykazały, że dokładność tak wyznaczanych kątów azymutu i elewacji hełmu (dla azymutu do $\pm 80^\circ$, dla elewacji do $\pm 12^\circ$) jest rzędu $\pm 0,6^\circ$ (dla azymutu) oraz $\pm 0,3^\circ$ (dla elewacji).

Na podstawie wyników badań wykonanych w ITWL stwierdzono, że obecnie najbardziej dogodną do zastosowania w nahelmowym systemie celowniczym NSC-1 Orion jest metoda hybrydowa. Stanowi ona jeden ze sposobów zwiększenia dokładności wyznaczania położenia kąтового hełmu przez połączenie kilku metod składowych (elektrooptycznej i inercjalnej). System ten może być optymalizowany w zakresie liczby i rodzaju sygnałów oraz sposobu ich przetwarzania (np. używając filtru Kalmana). Niebagatelną zaletą systemu NSC-1 Orion jest zbudowanie go na podstawie zintegrowanego systemu awionicznego śmigłowca W-3PL Głuszec, wykorzystującego cyfrowe szyny danych MIL-1553B (w zarządzaniu pracą systemu nahelmowego) i MIL-1760 (w sterowaniu pracą systemu uzbrojenia). Umożliwia to zabudowanie go na innych, nowych lub modernizowanych śmigłowcach bojowych ze zintegrowanym systemem awionicz-

nym [8]. Zbudowany nahełmowy system celowniczy NSC-1 Orion jako demonstrator technologii wspomaga proces testowania nowych metod (oraz urządzeń do ich realizacji technicznej) i może stanowić podstawę do dalszego ich rozwoju w ramach przemysłu krajowego.

4. Podsumowanie

Nahełmowy system celowniczy NSC-1 Orion został zbudowany do nahełmowego sterowania ruchomym stanowiskiem strzeleckim z karabinem 12,7 mm WKM-B oraz współdziałania z głowicą obserwacyjno-celowniczą Toplite (zabudowanymi na pokładzie śmigłowca W-3PL Głuszec). System ten jest elektronicznie sprzężony ze zintegrowanym systemem awionicznym śmigłowca W-3PL Głuszec. Dzięki temu jest on przygotowany do pracy w tzw. systemie sieciocentrycznym, umożliwiającym realizację zaawansowanego szkolenia lotniczego personelu latającego i spełniającym warunki użycia go do realizacji misji bojowych na współczesnym polu walki w każdych warunkach dobowych (dzienno-nocnych). W wersji rozwojowej system ten może sterować położeniem kątowym głowicy obserwacyjno-celowniczej (z możliwością nahełmowego zobrazowania informacji z niej otrzymywanej) oraz może być wykorzystany do nahełmowego wskazywania celu dla pocisków kierowanych (typu „powietrze-powietrze” i „powietrze-ziemia”).

Nowoczesność systemu NSC-1 Orion polega na tym, że jest zbudowany w architekturze otwartej, przeznaczonej do zabudowy na śmigłowcach posiadających odpowiedni poziom technologiczności (m.in. W-3PL Głuszec). Do realizacji funkcji nahełmowego sterowania uzbrojeniem śmigłowca system ten określa w tych samych układach współrzędnych położenie hełmu, głowicy i stanowiska ruchomego. Niezbędne dane dla nahełmowego systemu celowniczego NSC-1 Orion są pobierane z części nawigacyjnej zintegrowanego systemu awionicznego zabudowanego na śmigłowcu W-3PL Głuszec. Aby zapewnić ergonomiczność i skrócenie procesu przygotowania do użycia uzbrojenia pokładowego, parametry pilotażowo-nawigacyjne oraz dane dla procesu celowania są zobrazowane na zintegrowanym wyświetlaczu dzienno-nocnym WDN-1, zamontowanym na hełmie pilota. System współpracuje z najnowszymi (opracowanymi w PCO) zminiaturyzowanymi goglami noktowizyjnymi PNL-3M, zmniejszającymi obciążenie kręgosłupa szyjnego pilota.

Zbudowany system nahełmowego sterowania uzbrojeniem jest wykonany z uwzględnieniem zadań stawianych przed współczesnymi śmigłowcami bojowymi. Nahełmowa prezentacja danych pilotażowo-nawigacyjnych zastosowana w systemie NSC-1 Orion bezpośrednio przyczynia się do zwiększenia bezpieczeństwa lotu i walorów bojowych śmigłowca W-3PL Głuszec. System ten otrzymał Nagrodę DEFENDER na XX Międzynarodowym Salonie Przemysłu Obronnego MSPO'2012 w Kielcach.

Literatura

- [1] Materiały reklamowe firmy BOEING: Joint Helmet-Mounted Cueing System, 2008.
- [2] Materiały reklamowe firmy LOCKHEED MARTIN: A new technology Joint Helmet Mounted Cueing System for F-16 aircraft, 2009.
- [3] Materiały reklamowe firmy VISION SYSTEMS INTERNATIONAL: World leader in tactical aircraft helmet mounted display systems, 2012.
- [4] Girolamo H., Rash C., Gilroy T.: Advanced information display for the 21st century warrior. USAART, 1997.
- [5] Rash C., Russo M., Letowski T., Schmeisser E.: Helmet mounted displays: Sensation, perception and cognition issues. USAARL, 2009.
- [6] Zubko W., Milewski W., Pietnoczko B.: System nahelkowego sterowania uzbrojeniem śmigłowca W-3PL Głuszec. Demonstrator technologii. Opis techniczny i instrukcja użytkowania. BT ITWL, Warszawa 2012.
- [7] Szelmanowski A., Michalak S., Pazur A.: Wstępne założenia taktyczno-techniczne na nahelkowy system celowniczy (NSC) dla śmigłowców z zabudowanym systemem ZSA (np. W-3PL Głuszec). BT ITWL, Warszawa 2010.
- [8] Zubko W., Milewski W., Pietnoczko B.: Badania systemu nahelkowego sterowania uzbrojeniem śmigłowca W-3PL Głuszec. Badania laboratoryjne. Badania konstrukcyjne, elektryczne i funkcjonalne. BT ITWL, Warszawa 2012.

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

Abstract

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

Keywords: sight system, helicopter, control

DOI:10.7862/rm.2013.30

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Marcin ŻUGAJ¹

AUTOMATYCZNA STABILIZACJA LOTU SAMOLOTU O KONFIGURACJI NIEKLASYCZNEJ

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

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

1. Wprowadzenie

Obecnie zdecydowana większość samolotów jest budowana w układzie klasycznym, którego głównymi cechami są: symetria względem pionowej płaszczyzny podłużnej, posiadanie kadłuba, płata nośnego, stateczników poziomego i pionowego umieszczonych w części ogonowej samolotu oraz posiadanie klasycznej konfiguracji powierzchni sterowych (lotki, ster kierunku i ster wysokości). W celu uzyskania większej efektywności aerodynamicznej są budowane samoloty o konfiguracji innej niż klasyczna. Jedną z takich konfiguracji jest konfiguracja latającego skrzydła. Samoloty tego typu mają kształt skrzydła bez wyraźnie zaznaczonej bryły kadłuba (*flying-wing*) [1-3]; bryła kadłuba może być wkomponowana w bryłę płata (*blended body, blended wing*) [3-5]. W większości przypadków samoloty tego typu są budowane również w konfiguracji bez-

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

ogonowca, czyli nie posiadają statecznika pionowego, poziomego lub obu stateczników. Rozwiązanie takie całkowicie zmienia sposób sterowania samolotem, które jest realizowane przez powierzchnie sterowe (klapy) umieszczone na krawędzi spływu płata (*flying-wing*) oraz na krawędzi spływu kadłuba (*blended body*).

W ostatnim czasie wzrosło zainteresowanie budową długodystansowych samolotów komunikacyjnych o układzie latającego skrzydła [6, 7]. Przewiduje się, że główną zaletą takiego liniowca będzie mniejszy koszt eksploatacji ze względu na zwartą konstrukcję o powierzchni kilku tysięcy metrów kwadratowych, która pomieści blisko tysiąc pasażerów. Jednym z ważniejszych zagadnień związanych z budową takiego statku powietrznego jest stateczność i sterowność. Ze względu na niekonwencjonalną konfigurację płatowca latające skrzydła bywają niestateczne. Ponadto w dużych samolotach ma się do czynienia z przemieszczaniem się środka masy, który dodatkowo wpływa na destabilizację samolotu. Wędrowka środka ciężkości jest spowodowana zmniejszaniem się ilości paliwa w zbiornikach, ale w przypadku tak dużego samolotu może być również wynikiem nierównomiernego rozmieszczenia pasażerów w kabinie. W normalnym locie pasażerowie będą rozmieszczeni równomiernie. Należy jednak przewidzieć sytuację zagrożenia (np. pożar), w której pasażerowie będą się przemieszczać w sposób niekontrolowany w miejsca nieobjęte tym zagrożeniem. Dlatego budowa tak dużych samolotów o konfiguracji nieklasycznej stawia szczególne wymagania co do stateczności, która może być zapewniona tylko dzięki układom automatycznego sterowania.

W pracy przedstawiono analizę wpływu wędrowki środka ciężkości na właściwości dynamiczne ruchu podłużnego dużego samolotu pasażerskiego zbudowanego w konfiguracji latającego skrzydła. Zaproponowano dwa rozwiązania układu automatycznej stabilizacji oraz pokazano analizę ich efektywności dla różnych położzeń środka ciężkości. Na koniec przedstawiono symulację numeryczną lotu sterowanego.

2. Dynamika samolotu

Przedmiotem badań był duży samolot pasażerski (powierzchnia nośna równa dwa tysiące metrów kwadratowych, masa pięćset ton) w układzie latającego skrzydła. Samolot do sterowania wykorzystuje zespół klap rozmieszczonych na całej powierzchni spływu. Centralna kłapa jest wykorzystywana jako ster wysokości do sterowania pochyleniem samolotu. Do badań został wykorzystany nieliniowy model samolotu, który przedstawia równanie w postaci [5]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}_1(\mathbf{x}) + \mathbf{f}_2(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}) + \mathbf{f}_3(\mathbf{x}, \boldsymbol{\delta}_T) \quad (1)$$

gdzie: \mathbf{f}_1 – wektor funkcji obciążeń od sił i momentów sił bezwładności, ciężkości oraz aerodynamicznych,

- \mathbf{f}_2 – wektor pochodnych siły i momentu aerodynamicznego od sterowania,
- \mathbf{f}_3 – wektor sił i momentów od napędu,
- $\boldsymbol{\delta}$ – wektor sterowania powierzchniami aerodynamicznymi,
- $\boldsymbol{\delta}_T$ – wektor sterowania zespołem napędowym: wektory stanu \mathbf{x} zawierają prędkości liniowe i kątowne, kąty orientacji przestrzennej oraz pozycję samolotu.

Na podstawie tego modelu opracowano zlinearyzowany bezwymiarowy [8] model ruchu podłużnego samolotu w locie z małą prędkością na małej wysokości w postaci:

$$\frac{d\hat{\mathbf{x}}_L}{d\hat{t}} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}_L + \mathbf{B}u_L \quad (2)$$

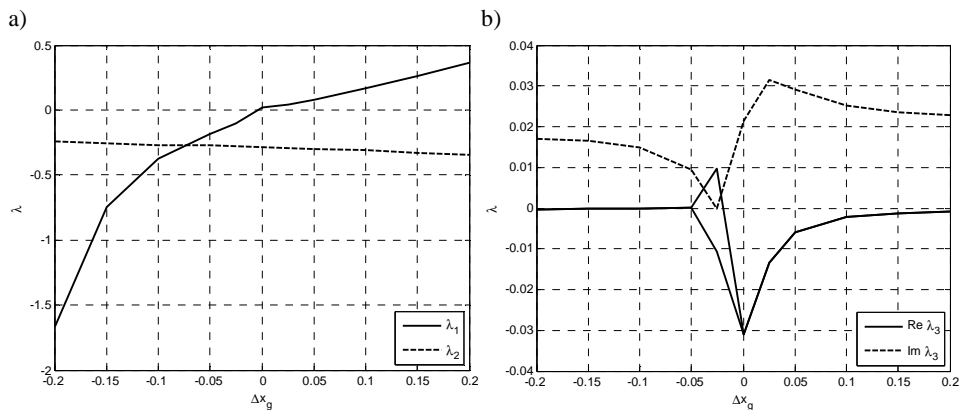
$$\hat{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} u & w & qc & \theta \\ U_0 & U_0 & 2U_0 & \end{bmatrix}, \quad \hat{t} = \frac{2U_0 t}{c} \quad (3)$$

gdzie: u – prędkość podłużna,
 w – prędkość pionowa,
 q – prędkość kątowna pochylania,
 θ – kąt pochylenia,
 U_0 – prędkość podłużna w stanie ustalonym,
 c – średnia cięciwa aerodynamiczna,
 u_L – wartość wychylenia steru wysokości odniesiona do wartości maksymalnej

$$u_L = \frac{\delta_E}{\delta_{E \max}} \quad (4)$$

W celu zbadania właściwości dynamicznych model samolotu zlinearyzowano dla 11 różnych położenia środka ciężkości wzdłuż osi podłużnej samolotu Δx_g : dla położenia referencyjnego 0% oraz przesuniętego o $\pm 2,5\%$, $\pm 5\%$, $\pm 10\%$, $\pm 15\%$, $\pm 20\%$, przy czym znak minus określa przesunięcie do przodu, a znak plus do tyłu. Za referencyjne położenie środka ciężkości przyjęto położenie dla maksymalnej masy startowej przy równomiernym rozłożeniu ładunku. Do analizy przyjęto samolot z maksymalną masą ładunku oraz zbiornikami paliwa wypełnionymi w 30%. Przeprowadzone analizy wykazały, że postacie ruchu podłużnego analizowanego samolotu różnią się od postaci ruchu samolotu klasycznego. Na rysunku 1. pokazano przebiegi części rzeczywistych i urojonych wartości własnych w zależności od położenia środka ciężkości. W odróżnieniu od samolotów klasycznych ruch podłużny wykazuje trzy postacie: dwie pierwszego rzę-

du λ_1 i λ_2 oraz jedną drugiego rzędu λ_3 , chociaż ta ostatnia przekształca się w dwie postaci pierwszego rzędu przy kilku procentowym przesunięciu środka ciężkości w przód. Analiza wektorów własnych wykazała, że trzecia postać ruchu ma wpływ głównie na prędkość podłużną oraz kąt pochylenia, czyli wykazuje cechy ruchu fugoidalnego. Postać druga istotnie wpływa na prędkość pionową, natomiast ma znikomy wpływ na prędkość podłużną. Pierwsza postać istotnie wpływa na kąt pochylenia, jednak jej wpływ na prędkość pochylenia i wzdłużną, zwłaszcza dla przesunięcia środka ciężkości do przodu, jest mała.

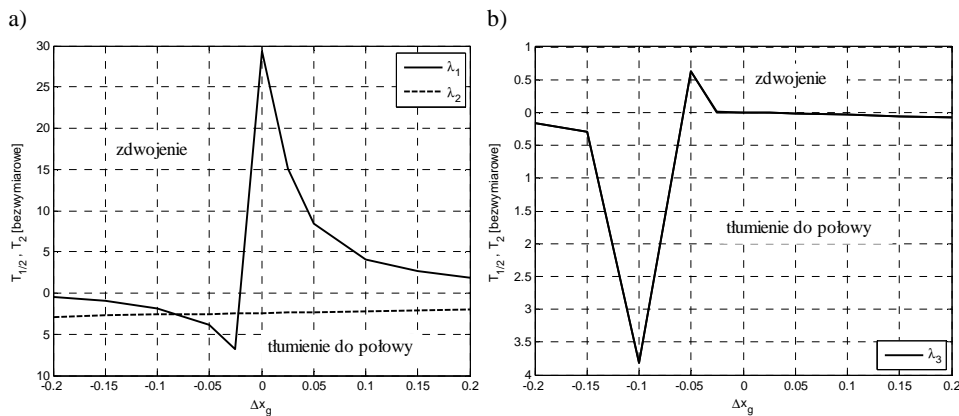


Rys. 1. Wartości własne: a) λ_1 , λ_2 , b) λ_3

Fig. 1. Eigenvalues: a) λ_1 , λ_2 , b) λ_3

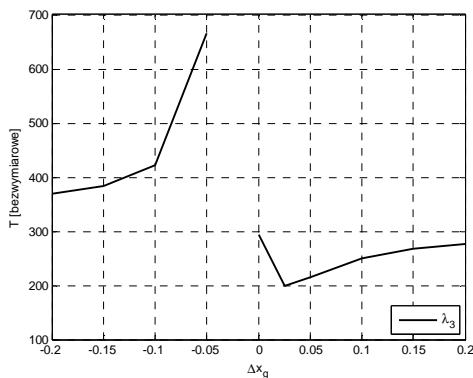
Pierwsza postać λ_1 jest stateczna dla środka ciężkości przesuniętego w przód względem położenia referencyjnego. Dla położenia referencyjnego oraz przy przesunięciu środka ciężkości w tył postać ta staje się niestateczna. Druga postać λ_2 jest stateczna w całym zakresie zmienności położenia środka ciężkości. Trzecia postać ruchu reprezentowana przez λ_3 ma charakter oscylacyjny. Dla środka ciężkości przesuniętego w tył oraz w przód o więcej niż 10% postać ta jest stateczna. Między -10% a 0% postać trzecia jest niestateczna, przy czym w okolicach 2,5% przestaje być postacią drugiego rzędu. W obszarze tym wyodrębniają się dwie postaci pierwszego rzędu λ_{31} i λ_{32} , z czego pierwsza jest niestateczna. Na rysunku 2. pokazano czasy stłumienia do połowy i zdwojenia amplitudy dla poszczególnych postaci ruchu. Wraz z przemieszczaniem się środka ciężkości od skrajnego przedniego położenia do tyłu czasy stłumienia amplitudy postaci pierwszej i trzeciej rosną, a postaci drugiej maleje. Zbliżając się do położenia referencyjnego pierwsza postać ruchu staje się niestateczna, w związku z tym czas zdwojenia amplitudy osiąga wartości ekstremalne, po czym maleje w sposób wykładniczy. W przypadku trzeciej postaci ruchu czas zdwojenia występuje w mniejszym przedziale i pojawia się nieco wcześniej (między -10%

a 0%), niż w przypadku postaci pierwszej. Okres oscylacji trzeciej postaci ruchu znacznie wzrasta dla Δx_g w pobliżu -5% i 0% , co jest związane z rozbięciem na dwa ruchy nieoscylacyjne (rys. 3.). Na rysunku 4. przedstawiono wartość wychylenia steru wysokości, która zapewnia wyrównoważenie (trymowanie) samolotu dla poszczególnych przesunięć środka ciężkości. Wykres ten pokazuje, że dla przesunięcia środka ciężkości o więcej niż 10% do tyłu wyrównoważenie samolotu nie jest możliwe ze względu na przekroczenie maksymalnych kątów wychylenia steru wysokości.



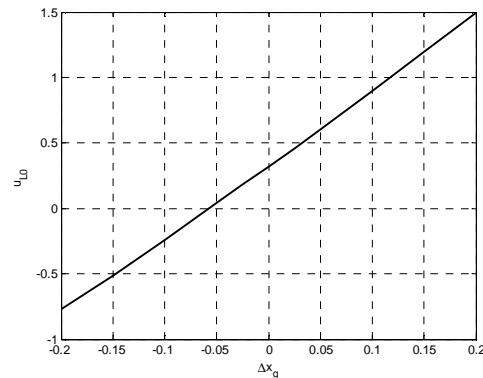
Rys. 2. Czas zdwojenia/tłumienia amplitudy: a) λ_1 , λ_2 , b) λ_3

Fig. 2. Doubling time of amplitude: a) λ_1 , λ_2 , b) λ_3



Rys. 3. Okres oscylacji λ_3

Fig. 3. Oscillation period λ_3



Rys. 4. Wychylenie steru wysokości

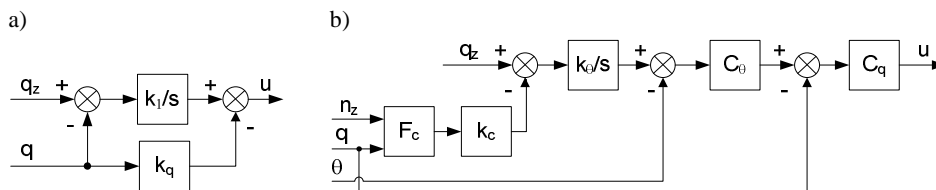
Fig. 4. Elevator displacement

Z analizy wynika, że ruch podłużny badanego samolotu jest stateczny jedynie dla środka ciężkości przesuniętego o więcej niż 5% w przód. Przesunięcie

środka ciężkości do tyłu powoduje, że samolot jest niestateczny, a czas zdwojenia amplitudy pierwszej postaci ruchu maleje. Optymalne wydaje się przesunięcie środka ciężkości do przodu o około 5%. W tym obszarze tylko trzecia postać jest niestateczna, ale czas zdwojenia amplitudy jest dość długi. Ponadto w obszarze tym kąt wychylenia steru wysokości potrzebny do wyrównoważenia samolotu jest najmniejszy, co poprawia właściwości pilotażowe i redukuje zużycia paliwa.

3. Automatyczna stabilizacja samolotu

Ze względu na niestateczność, jaką wykazuje badany samolot, zbadano zachowanie się dwóch przyjętych układów automatycznej stabilizacji. Pierwszy układ U_1 jest typowym układem stabilizacji dla samolotów o obniżonej stateczności (*relaxed stability*) [9], którego schemat pokazano na rys. 5. Drugim rozważanym rozwiązaniem U_2 był układ sterowania pośredniego [10] (rys. 5.). Parametry obu układów zostały dobrane dla referencyjnego położenia środka ciężkości.

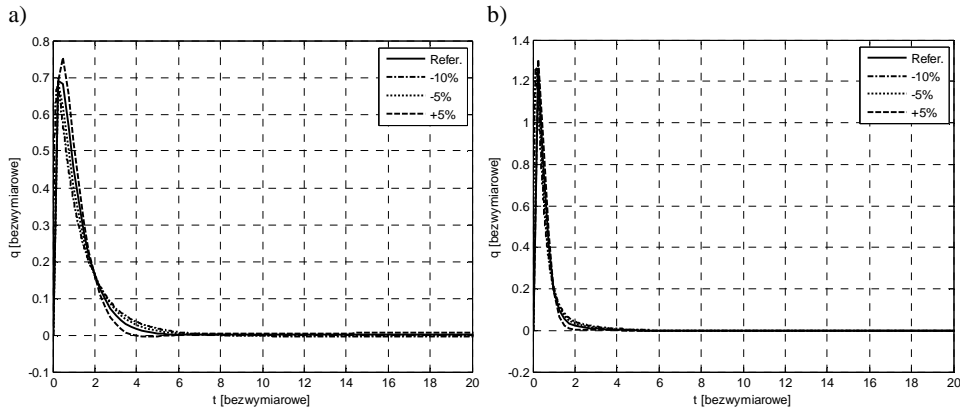
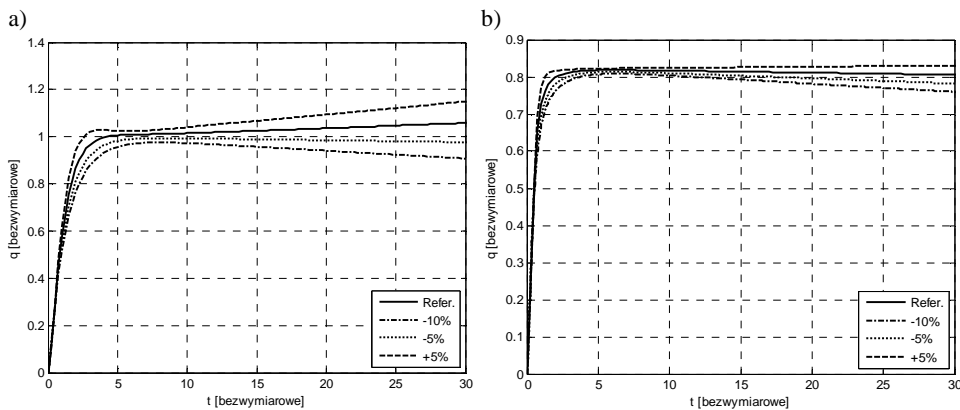


Rys. 5. Schematy układów stabilizacji: a) U_1 , b) U_2

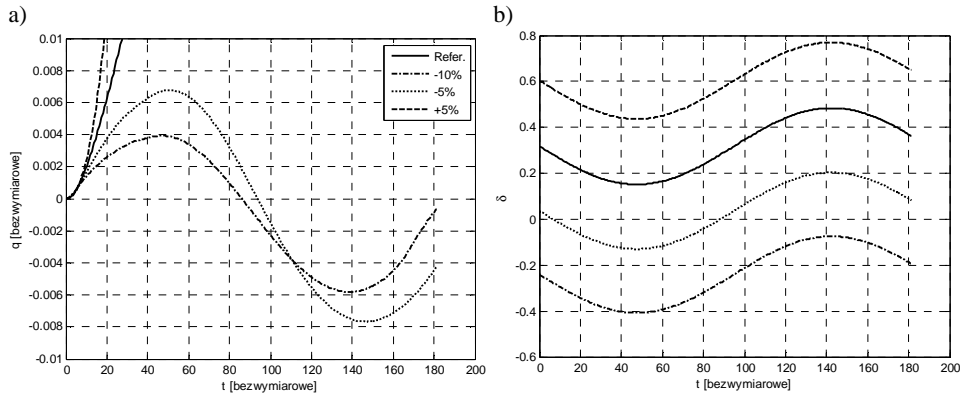
Fig. 5. The flowcharts of stabilization systems: a) U_1 , b) U_2

Zaproponowane rozwiązania układu stabilizacji zostały poddane analizie w celu zbadania wpływu wędrowki środka ciężkości na ich efektywność. Na podstawie wniosków z analizy stateczności samolotu przyjęto, że badania układów stabilizacji zostaną przeprowadzone jedynie dla przesunięć środka ciężkości od -10% do $+5\%$. Charakterystyki impulsowe układów pokazano na rys. 6., a charakterystyki skokowe na rys. 7. Charakterystyki impulsowe pokazują, że oba układy dobrze radzą sobie ze stabilizacją pochyleń mimo zmiany położenia środka ciężkości, przy czym układ sterowania pośredniego U_2 reaguje szybciej i nieco dokładniej niż U_1 . Charakterystyki skokowe pokazują, że układ sterowania pośredniego nadaje się do sterowania prędkością pochyleń. W odróżnieniu od układu pierwszego jest on stabilny, chociaż jego stabilność jest wrażliwa na przesunięcie środka ciężkości.

Oprócz analizy stabilności zbadano również zachowanie samolotu wyposażonego w układ stabilizacji w locie sterowanym. W tym celu przeprowadzono symulacje sterowania pochyleń samolotu, wykorzystując nieliniowy model

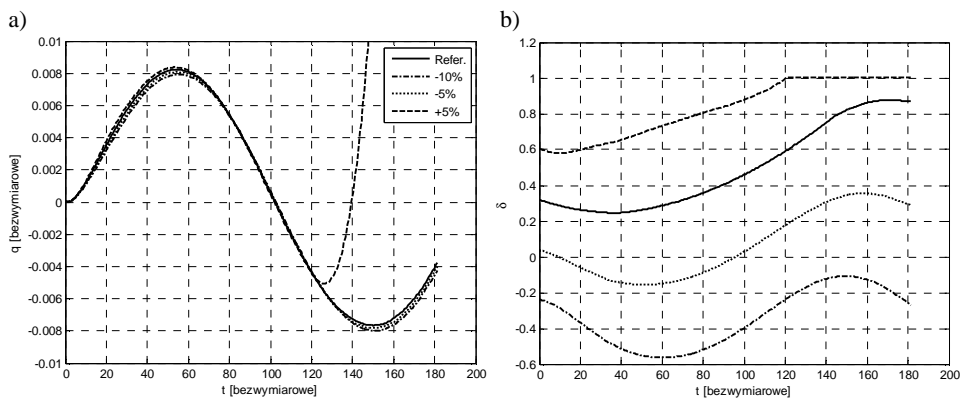
Rys. 6. Odpowiedź impulsowa dla układu stabilizacji: a) U_1 , b) U_2 Fig. 6. The impulse response for stabilization system: a) U_1 , b) U_2 Rys. 7. Odpowiedź skokowa dla układu stabilizacji: a) U_1 , b) U_2 Fig. 7. The step response for stabilization system: a) U_1 , b) U_2

samolotu. Zarejestrowano zmianę bezwymiarowej prędkości kąto-
wej pochylenia oraz zmianę wychylenia steru wysokości (stosunek kąta wychylenia do maksymalnej wartości wychylenia) dla różnych wartości przesunięcia środka ciężkości. Na rysunku 8. pokazano wyniki dla samolotu bez układu stabilizacji. W przypadku tym zasymulowano sinusoidalną zmianę kąta wychylenia steru wysokości o amplitudzie 0,16 i częstości 0,2 rad/s. Jak można zauważyć, samolot jest sterowalny w obszarze stabilnym, czyli dla przesunięcia środka ciężkości większego i równego -5% . Wykonano również testy sterowania samolotem z wykorzystaniem układu stabilizacji U_1 (rys. 9.) oraz U_2 (rys. 10.).



Rys. 8. Lot bez układu stabilizacji: a) prędkość pochylania, b) wychylenie steru

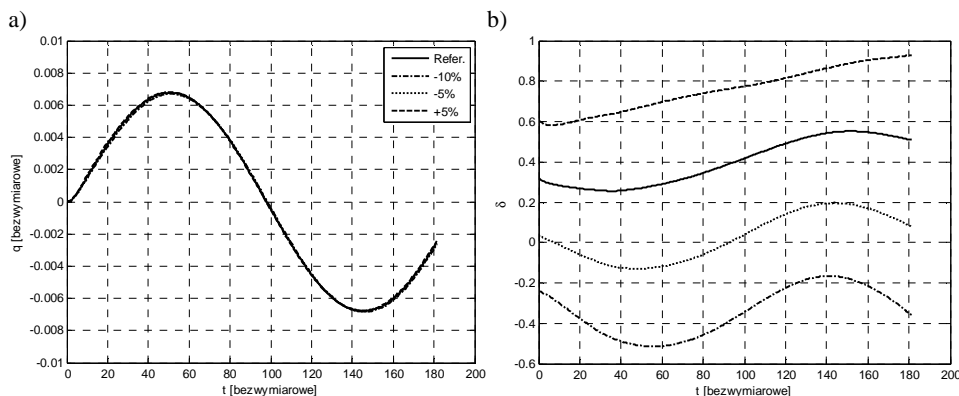
Fig. 8. Flight without stabilization system: a) pitch rate, b) control surface displacement



Rys. 9. Lot z układem stabilizacji U_1 : a) prędkość pochylania, b) wychylenie steru

Fig. 9. Flight with U_1 stabilization system: a) pitch rate, b) control surface displacement

Testy polegały na utrzymaniu zadanej prędkości kątowej pochylania, której wartość zmienia się sinusoidalnie z amplitudą 0,05 rad/s (wartość bezwymiarowa 0,008) i częstotliwością 0,2 rad/s. Wyniki pokazują, że odpowiedź układu pośredniego U_2 w porównaniu z układem U_1 na zmianę prędkości kątowej pochylania jest identyczna niezależnie od położenia środka ciężkości, chociaż amplituda odpowiedzi jest o ok. 15% mniejsza od zadanej. Ponadto można zauważyć, że oba układy umożliwiają stabilizację lotu, o ile kąt wychylenia steru wysokości nie osiągnie wartości maksymalnych.

Rys. 10. Lot z układem stabilizacji U_2 : a) prędkość pochylania, b) wychylenie steruFig. 10. Flight with U_2 stabilization system: a) pitch rate, b) control surface displacement

4. Podsumowanie

Badany samolot o konfiguracji latającego skrzydła jest niestateczny dla położenia środka ciężkości w otoczeniu wartości referencyjnej, wynikającej z założeń konstrukcyjnych. W przypadku tym optymalne położenie środka ciężkości musi być kompromisem pomiędzy statecznością samolotu zależną od położenia środka ciężkości, a sterownością determinowaną przez warunki wyrównoważenia samolotu w locie ustalonym. Wykorzystanie układów automatycznego sterowania do stabilizacji samolotu umożliwia jego lot mimo niestateczności. Jednak ich efektywność zależy do przemieszczenie środka ciężkości. W związku z tym konieczne jest zastosowanie bardziej złożonych układów sterowania aktywnego [9].

Literatura

- [1] Anderson J.D.: Aircraft performance and design. WCB/McGraw-Hill, 1999.
- [2] Raymer D.P.: Aircraft design: A conceptual approach. AIAA, 1992.
- [3] Roskam J.: Airplane design. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [4] Jenkinson L., Marchman J.: Aircraft design project for engineering students. Butterworth-Heinman, 2003.
- [5] Żugaj M., Narkiewicz J.: Comprehensive model of flying wing flight dynamics and control. CEAS European Air and Space Conference, 26-29 October 2009, Manchester, UK.
- [6] Liebeck R.H.: Design of the blended wing body subsonic transport. Journal of Aircraft, 41, 1, 2004.
- [7] Wilson J.R.: The blended wing. Aerospace America, August 2008.
- [8] Etkin B., Reid L.D.: Dynamics of flight. Stability and control. J. Wiley and Sons, 1996.

- [9] McLean D.: Automatic flight control systems. Prentice Hall, New York 1990.
- [10] Tomczyk A.: Aktywne systemy sterowania lotem. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej 238, Mechanika, z. 71 Awionika, Rzeszów 2007.

AUTOMATIC FLIGHT STABILITY OF NONCLASSICAL AIRCRAFT CONFIGURATION

Abstract

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

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

DOI:10.7862/rm.2013.31

Otrzymano/received: 15.09.2013

Zaakceptowano/accepted: 22.10.2013

Informacje dodatkowe

1. Lista recenzentów współpracujących będzie opublikowana w czwartym numerze Zeszytów Naukowych Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika 85(4/13) oraz 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/>