

ZESZYTY NAUKOWE  
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

---

SCIENTIFIC LETTERS  
OF RZESZOW UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

---

NR 295  
(e-ISSN 2300-5211)

# MECHANIKA

Kwartalnik  
tom XXXIV  
zeszyt 89 (nr 1/2017)  
styczeń-marzec



WYDZIAŁ  
BUDOWY MASZYN  
I LOTNICTWA  
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

Wydano za zgodą Rektora

Redaktor naczelny  
Wydawnictw Politechniki Rzeszowskiej  
prof. dr hab. Grzegorz OSTASZ

Rada Naukowa ZN PRz Mechanika

Sergei ALEXANDROV (Rosja), Helmut BOEM (Austria), Józef GAWLIK (Polska),  
Rudolf KAWALLA (Niemcy), Yaroslav KOVAČIK (Słowacja), Krzysztof KUBIAK (Polska),  
Volodymyr KUSHCH (Ukraina), Hirpa G. LEMU (Norwegia), Thomas G. MATHIA (Francja),  
Tadeusz MARKOWSKI (Polska), Pavlo MARUSCHAK (Ukraina), Paweł PAWLUS (Polska),  
Andrea PICCOLROAZ (Włochy), Igor SEVOSTIANOV (USA)  
Jarosław SĘP (Polska), László SIKOLYA (Węgry), Emil SPISÁK (Słowacja)  
Feliks STACHOWICZ (Polska), Marian SZCZEREK (Polska),  
Nicolae UNGUREANU (Rumunia), Elena VILCHEVSKAYA (Rosja)

Komitet Redakcyjny  
(afiliacja: Polska)

redaktor naczelny  
prof. dr hab. inż. Feliks STACHOWICZ  
redaktorzy tematyczni (naukowi)  
dr hab. inż. Andrzej BURGHARDT, prof. PRz  
dr hab. inż. Tomasz ROGALSKI, prof. PRz  
prof. dr hab. inż. Jarosław SĘP  
redaktor statystyczny  
prof. dr hab. inż. Paweł PAWLUS  
sekretarz redakcji  
dr hab. inż. Tomasz TRZEPIECIŃSKI, prof. PRz  
członkowie  
dr hab. inż. Tadeusz BALAWENDER, prof. PRz  
dr hab. inż. Piotr STRZELCZYK, prof. PRz

Redaktor językowy  
mgr Natalia TRZEPIECIŃSKA

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.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.prz.edu.pl>

Informacje dodatkowe i stopka – str. 139

## SPIS TREŚCI

Fatina Liliana BASMADJI, Jan GRUSZECKI: Planowanie trasy bezzałogowego statku powietrznego podczas lotu nad terenem z przeszkodami .....	5
Andrzej CIEŚLIK, Andrzej PAZUR, Andrzej SZELMANOWSKI: Metody konwersji danych nawigacyjnych w układach odniesienia stosowanych w zintegrowanych systemach awionicznych .....	19
Wiesław FRĄCZ, Grzegorz JANOWSKI, Grażyna RYZYŃSKA: Selected aspects of manufacturing and strength evaluation of porous composites based on numerical simulations .....	31
Adam JAROSZEWICZ: Analiza możliwości wykorzystania ogniwa paliwowego SOFC jako pomocniczej jednostki mocy APU dla współczesnego samolotu pasażerskiego .....	45
Wojciech KUCAB, Adam MARCINIEC: Wpływ rozszerzalności cieplnej na współczynnik nierównomierności rozkładu obciążenia wzdłuż linii styku .....	63
Marcin LACKOWSKI, Jarosław KARWACKI: Experimental analysis of the dielectrophoretic forces influence on height of rise of fluid in a capillary system for boiling control in microchannel .....	77
Jacek PIELECHA, Remigiusz JASIŃSKI, Jarosław MARKOWSKI: The emissivity of the turbine engine powered by biofuel .....	85
Jacek PIENIAŻEK, Łukasz ZAJĄCZKOWSKI: Zautomatyzowane stanowisko do badania przetworników ciśnienia z uwzględnieniem temperatury ...	99
Gennady SHUSHKEVICH, Svetlana SHUSHKEVICH, Aleksandr KUTS: On the scattering of electromagnetic waves by bi-isotropic spherical shell .	111
Andrzej TOMCZYK: Modelowanie rzeczywistych zakłóceń występujących podczas lotu na podstawie zapisów rejestratora pokładowego .....	123
Joanna WILK, Robert SMUSZ: Initial investigations of coil heat exchanger utilizing waste heat from air conditioning system .....	131

Fatina Liliana BASMADJI<sup>1</sup>  
Jan GRUSZECKI<sup>2</sup>

## PLANOWANIE TRASY BEZZAŁOGOWEGO STATKU POWIETRZNEGO PODCZAS LOTU NAD TERENEM Z PRZESZKODAMI

Pomimo znacznych postępów w tematyce zwiększenia autonomiczności bezzałogowych obiektów latającego, pozostaje jeszcze wiele problemów do rozwiązania, jednym z nich to problem autonomicznego planowania trasy. Mimo iż ten problem jest obecnie przedmiotem badań licznych ośrodków badawczych na świecie, nadal jednak nie opracowano uniwersalnego sposobu planowania trasy, gdyż jest to związane nie tylko z właściwościami danego obiektu, ale również z realizowaną misją. W niniejszym artykule omówiono problem planowania trasy dla bezzałogowego statku powietrznego podczas lotu nad terenem z przeszkodami. Opracowany został algorytm do wyznaczania trasy uwzględniający ograniczenia nałożone przez właściwości obiektu latającego, ukształtowanie terenu, strefy zakazane oraz maksymalny dopuszczalny pułap lotu. Ponadto zaproponowano metodę poszukiwania quasi-optymalnej trajektorii w przypadku większej liczby przeszkód. Przeprowadzono szereg badań symulacyjnych weryfikujących poprawność działania opracowanego algorytmu.

**Słowa kluczowe:** BSP, planowanie trasy, omijanie przeszkód

### 1. Wstęp

Ważnym etapem podczas planowanie misji bezzałogowego statku powietrznego jest planowanie jego trajektorii. Planowanie trajektorii oznacza wyznaczenie punktów trasy, po których ten obiekt ma lecieć. Większość bezzałogowych statków powietrznych jest zdalnie sterowana, lub też planowana jest ich trasa na ziemi jeszcze przed startem. Istnieje również możliwość wysyłania punktów trasy podczas lotu. Jednak coraz częściej spotyka się bezzałogowe aparaty latające z pewnym stopniem autonomiczności dotyczącym również planowania trasy. Możliwość autonomicznego wyznaczenia trasy przez obiekt latający odciąża operatora (zwłaszcza podczas lotu nad skonfigurowanym terenem, gdzie dochodzi problem omijania przeszkód) oraz umożliwia samodzielne po-

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Fatina Liliana Basmadji, Politechnika Rzeszowska, e-mail: basmadji@prz.edu.pl

<sup>2</sup> Jan Gruszecki, Politechnika Rzeszowska, e-mail: awionjgr@prz.edu.pl

dejmowanie decyzji nawigacyjnych poprzez obiekt w nagłych przypadkach takich jak podczas awarii systemu transmisji.

Problem ten jest obecnie przedmiotem badań licznych ośrodków badawczych na świecie. Jako przykład można podać pracę [3] gdzie skorzystano z metody optymalizacji rojem cząstek do wyznaczenia trasy bezzałogowego obiektu latającego w środowisku trójwymiarowym. Kolejny ciekawy pomysł można znaleźć w pracy [2], gdzie chcąc wykonywać manewry, w podobny sposób jak pilot, zastąpiono model zachowania się operatora jakim jest model Rasmussena rozmytym programowaniem dynamicznym oraz algorytmem A\*. W pracy [4] przedstawiono nowatorskie rozwiązanie optymalizacji trasy bezzałogowego obiektu latającego, korzystając z algorytmu Dijkstry oraz teorii sztucznego pola potencjałowego. Użycie optymalizacji metodą szybkiego poszukiwania drzewa losowego (RRT), w połączeniu z planowaniem trasy na podstawie krzywych Beziera, można znaleźć w pracy [5]. Jak widać można znaleźć wiele ciekawych pomysłów na rozwiązanie problemu planowania trasy BSP, nadal jednak nie opracowano uniwersalnego sposobu planowania trasy, gdyż jest o związane nie tylko z właściwościami danego obiektu, ale również z realizowaną misją. Planowanie trajektorii obiektu latającego jest typowym zagadnieniem optymalizacji. W niniejszej pracy jako kryterium przyjęto długość trasy. Najkrótsza trasa pomiędzy dwoma zadanymi punktami podczas lotu w terenie z przeszkodami nie zapewnia braku przeszkód na drodze przelotu. Dlatego, podczas wyznaczenia wskaźnika jakości należy wziąć pod uwagę między innymi ukształtowanie terenu. Kolejną rzeczą jaką należy uwzględnić jest możliwość zrealizowania określonej trajektorii przez dany obiekt latający. Następnym problemem jest orientacja przestrzenna statku powietrznego. Trasa pomiędzy dwoma punktami będzie różniła się w zależności od początkowej orientacji przestrzennej statku powietrznego oraz od docelowego kursu w punkcie końcowym.

## 2. Problemy związane z wyznaczaniem trasy BSP

Podczas planowania trajektorii bezzałogowego obiektu latającego należy wziąć pod uwagę następujące informacje:

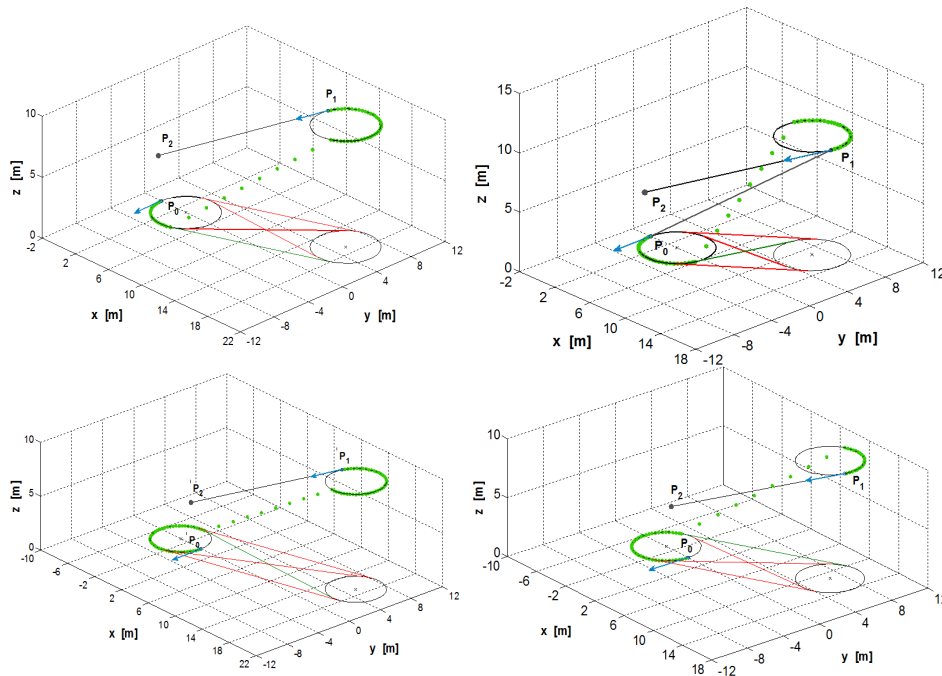
- przeszkody stałe znajdujące się w obszarze, w którym ten obiekt wykonuje lot (np. konfiguracja terenu),
- ewentualne przeszkody które mogą się pojawić na drodze obiektu (np. inny obiekt latający),
- strefy w których lot jest zakazany (No Fly Zone),
- maksymalną dopuszczalną wysokość lotu,
- początkowy kurs oraz docelowy kurs obiektu latającego.

Rozpoczynając od przeszkód stałych, informacja o ukształtowaniu terenu, w tym obiekt się porusza, jest znana jeszcze przed lotem. W przypadku dodatkowych wcześniej nieznanymi przeszkód, które mogą się pojawić podczas lotu, należy użyć jednej z metod predykcji zachowania się obcego obiektu latającego.

Strefa zakazana w opracowanym algorytmie jest traktowana jako dodatkowa stała przeszkoda o wystarczająco dużej wysokości. Natomiast maksymalna dopuszczalna wysokość lotu to jest to wysokość, którą nie należy przekroczyć podczas planowania trasy obiektu latającego. Uwzględnienie kierunku lotu obiektu latającego można dokonać różnymi sposobami. W opracowanym algorytmie użyto krzywych Dubinsa gdzie wyznacza się okręgi styczne do kursu obiektu w danych punktach. Promień tych okręgów tj. promień zakrętu, zależy od prędkości lotu oraz kąta przechylenia:

$$r_{\min} = \frac{V^2}{g \cdot \tan \phi_{\max}} \quad (1)$$

Następnie wyznacza się styczne wewnętrzne oraz zewnętrzne pomiędzy tymi okręgami. Tym podejściem otrzymujemy 4 możliwe rozwiązania. W przypadku gdy zadane punkty są o różnych wysokościach, odcinek pomiędzy punktem styczności leżącym na pierwszym okręgu oraz punktem znajdującym się na drugim okręgu zmienia się w sposób liniowy (Rys. 1).

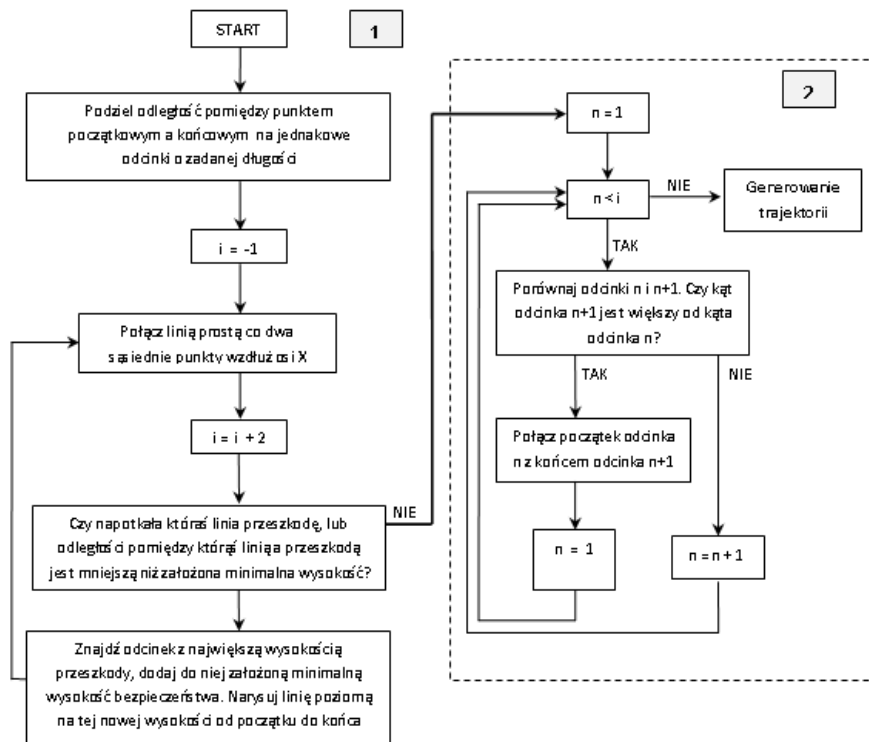


Rys. 1. Możliwe trasy pomiędzy dwoma punktami z zadanymi kierunkami lotu

Fig. 1. Possible air routes between two waypoints with given headings

### 3. Algorytm wyznaczania trasy dla BSP

Trasa to zbiór punktów pomiędzy zadany punkt początkowy a zadany punkt końcowy. Punkty te wyznaczone są z uwzględnieniem ograniczeń dotyczących dynamiki obiektu latającego oraz warunków nałożonych na przestrzeń roboczą w której ten obiekt się porusza. Pojedynczą przeszkodę można ominąć lecąc powyżej jej bądź omijając ją z lewej lub prawej strony. Tych rozwiązań może być dwa w przypadku gdy lot nad przeszkodą oznaczałby przekroczenie maksymalnej dopuszczalnej wysokości lotu lub gdy taki manewr jest nie do wykonania przez statek powietrzny ze względu na maksymalną prędkość pionową lotu. W tym przypadku lotu nad przeszkodą wykorzystano algorytm opracowany w pracy [1] (Rys. 2).

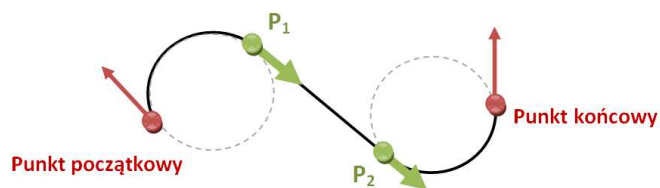


Rys. 2. Algorytm lotu nad przeszkodą [1]

Fig. 2. Algorithm for flying over an obstacle [1]

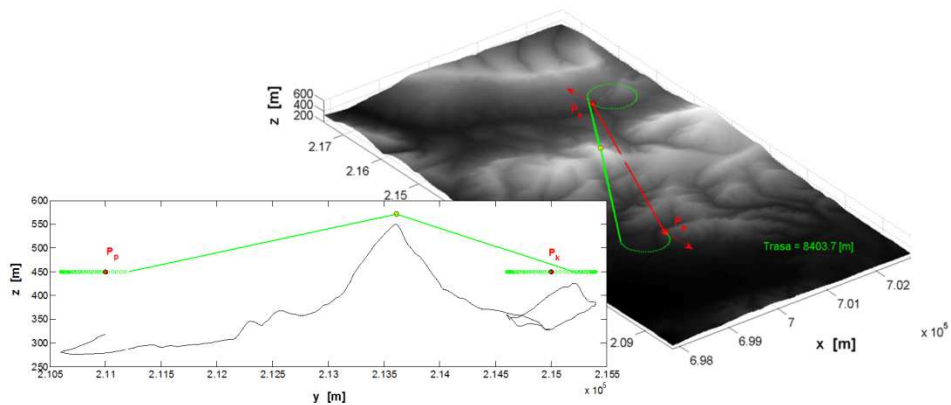
Biorąc pod uwagę kierunek lotu w punkcie początkowym oraz docelowy kierunek lotu w punkcie końcowym, oraz korzystając z wcześniej wspomnianych krzywych Dubins'a, algorytm ten jest uruchamiany dla odcinka pomiędzy punktem  $P_1$  a punktem  $P_2$  (Rys. 3). Na rysunkach 4, 5, 6, oraz 7 przedstawione zostały wszystkie możliwe trasy lotu z punktu początkowego do punktu docel-

lowego z których można wybrać tą, która najlepiej spełnia kryterium - tutaj najkrótszą trasę (Rys. 6).



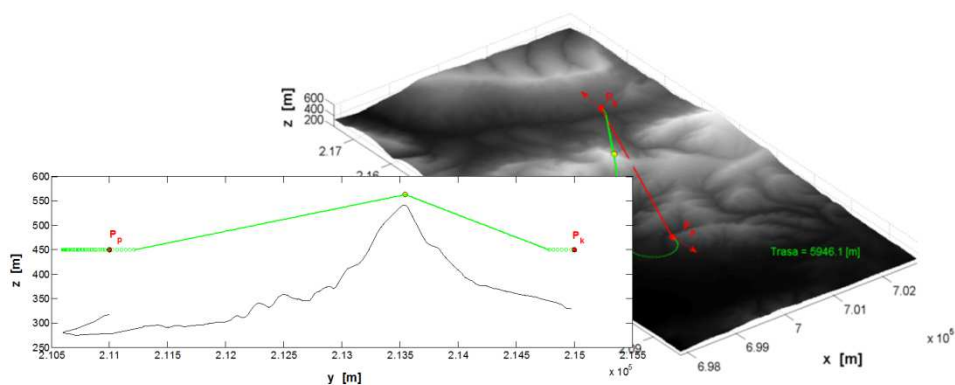
Rys. 3. Odcinek trasy dla którego wyżej przedstawiony algorytm jest używany

Fig. 3. Length of route for which the algorithm presented above is used



Rys. 4. Pierwsza trasa lotu pomiędzy  $P_p$  a  $P_k$

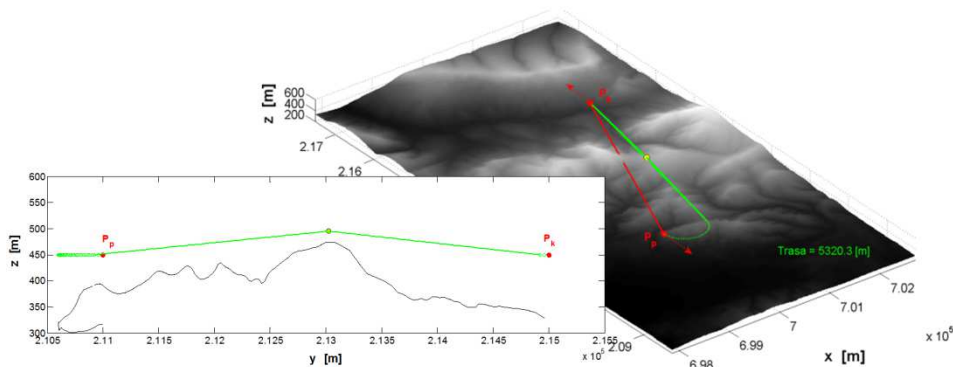
Fig. 4. First air route between  $P_p$  and  $P_k$



Rys. 5. Druga trasa lotu pomiędzy  $P_p$  a  $P_k$

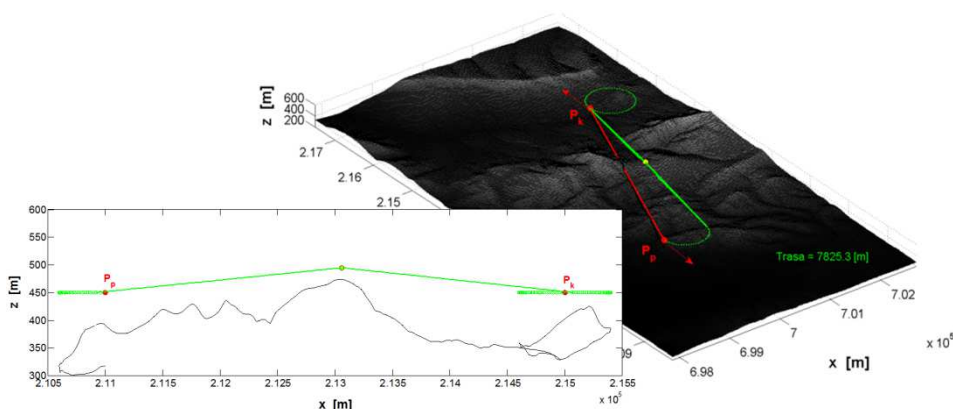
Fig. 5. Second air route between  $P_p$  and  $P_k$





Rys. 6. Trzecia trasa lotu pomiędzy Pp a Pk

Fig. 6. Third air route between Pp and Pk



Rys. 7. Czwarta trasa lotu pomiędzy Pp a Pk

Fig. 7. Fourth air route between Pp and Pk

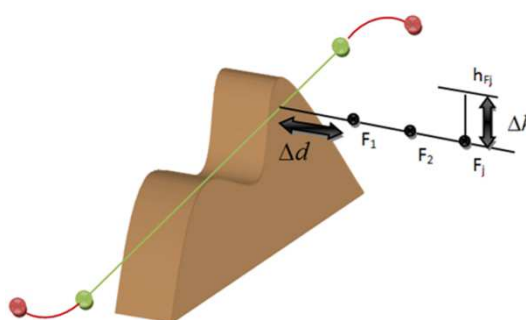
Lot powyżej przeszkody może zostać odrzucony w przypadku gdy:

- okręgi tej ścieżki nie spełniają warunku minimalnej wysokości od terenu,
- gdy dodany punkt trasy będzie wymagał uzyskania dużego kąta toru lotu przy którym dla danej prędkości lotu prędkość pionowa przekroczy maksymalną ustaloną wartość,
- gdy współrzędna na osi z danego punktu trasy będzie większa od maksymalnej ustalonej wysokości lotu,
- lub gdy ścieżka przy wyznaczonych punktach trasy będzie przechodzić przez strefę zakazaną,

wówczas, należy wykonać manewr omijający przeszkodę z prawej lub lewej strony. Wyznaczanie trajektorii w ruchu bocznym wymaga jednoczesnego rozpatrywania płaszczyzny pionowej i poziomej z tego powodu, że początkowe położenie i docelowe położenie mogą być na dwóch różnych wysokościach.

Zostanie opisany zakręt z prawej strony. Tok postępowania przy wykonaniu zakrętu omijającego przeszkodę z lewej strony jest taki sam.

Na początku wyznacza się wszystkie cztery trasy pomiędzy położeniem początkowym a położeniem docelowym, uwzględniając kurs obiektu latającego w tych punktach ( podobnie jak podczas lotu nad przeszkodą). Każda trasa składać się będzie z czterech początkowych punktów (Rys. 3). Wybiera się najkrótszą trasę dla której odcinki trasy pomiędzy pierwszym a drugim punktem oraz pomiędzy trzecim a czwartym punktem nie powodują kolizji z terenem. Zatem nasza początkowa trasa będzie trasą łączącą drugi i trzeci punkt. Następnie sprawdza się czy wszystkie punkty spełniają warunek minimalnej wysokości od terenu. Jeżeli lot po tej trasie nie spełnia warunku minimalnej wysokości nad terenem, wówczas wyznacza się miejsca w których nie spełniony jest ten warunek i wybiera się ten punkt, w którym wysokość terenu jest największa. Po określeniu tego miejsca, wyznacza się po kolei punkty:  $F_1, F_2, \dots, F_j$  (ze skokiem  $\Delta d$ ) na linii prostopadłej do linii znajdującej się pomiędzy punktami trasy w którym dochodzi do kolizji z terenem (Rys. 8).



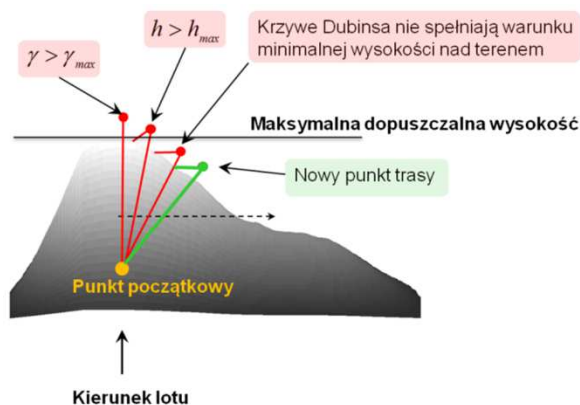
Rys. 8. Omijanie przeszkody z prawej strony

Fig. 8. Avoiding obstacle on the right side

Sprawdza się wysokość w punkcie  $F_j$  a następnie podnosi się wysokość tego punktu tak, aby punkt znajdował się w tym miejscu nad terenem zachowując warunek bezpiecznej wysokości  $\Delta h$ . Jeżeli:

- wysokość tego punktu nie będzie przekraczała maksymalnego dopuszczalnego pułapu lotu,
- wykonanie wznoszenia z poprzedniego punktu nie spowoduje przekroczenia założonej maksymalnej prędkości pionowej,
- odległość od terenu będzie większa od minimalnej założonej odległości,
- kurs w tym punkcie będzie wyznaczony jako kierunek od tego punktu do punktu końcowego, jeżeli krzywe odcinki trasy leżące co dwa punktu od początku trasy aż do punktu  $F_j$  nie będą powodować kolizji z terenem,

to ten punkt dodawany jest do trasy. W przeciwnym przypadku szuka się dalej:  $F_{j+1}, F_{j+2} \dots$  aż znajdzie się taki punkt który spełnia powyższe warunki (Rys. 9).

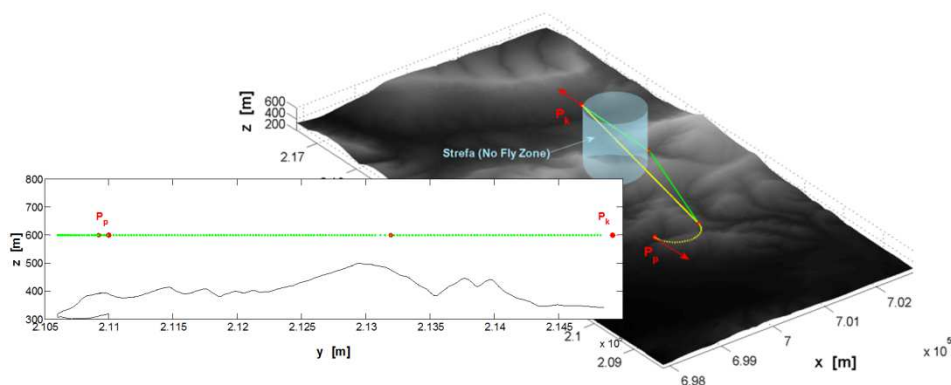


Rys. 9. Szukanie punktu trasy z prawej strony przeszkody

Fig. 9. Searching for point on the route on the right side of the obstacle

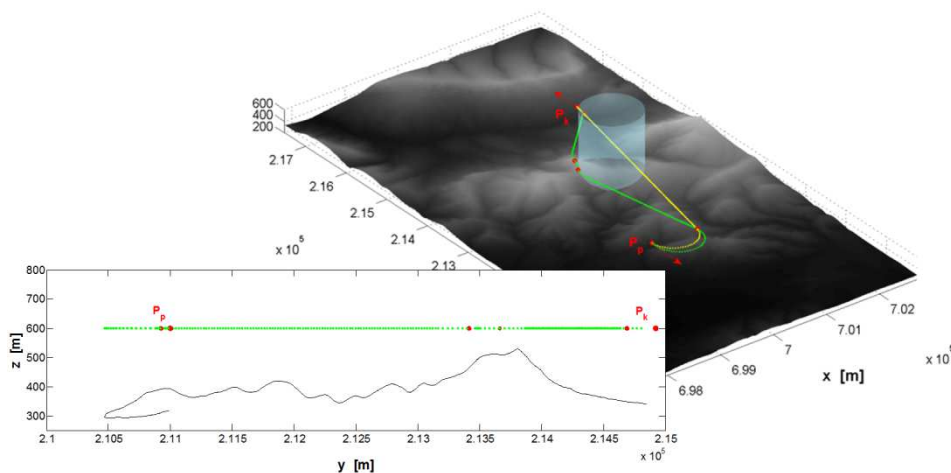
Kolejnym etapem algorytmu jest sprawdzenie prostych linii łączących co dwa punktu trasy. Jeżeli nie ma kolizji, to można powiedzieć, że mamy już szukaną trasę lotu. Jeżeli jednak nadal istnieje kolizja z terenem i znajduje się ona pomiędzy ostatnio wyznaczonym punktem a punktem końcowym, to powtarza się poprzednie kroki zakładając, że od tego momentu początkowym punktem jest ten nowo dodany punkt; natomiast punkt końcowy zostaje bez zmian. W przypadku gdy ta kolizja znajduje się na którymś z wcześniejszych odcinków, to na tym odcinku powtarza się te same poprzednie czynności i wyznacza się nowy punkt; z takim wyjątkiem, że końcowy punktu tego odcinka zostaje wyeliminowany z trasy a jego miejsce zastępuje nowo wyznaczony punkt. Takie podejście pozwoli zmniejszyć liczbę punktów trasy. Na rysunkach (10 oraz 11) przedstawiono kolejno przykładowe trasy z zadanego punktu początkowego  $P_p$ , przy którym kurs obiektu wynosi  $180^\circ$ , oraz zadanego punktu końcowego  $P_k$ , dla którego wymagany jest kurs  $0^\circ$ ; przy braku ograniczenia nałożonego na wysokość, ale przy istnieniu strefy zakazanej którą ominięto z prawej strony (Rys. 10) i z lewej strony (Rys. 11). Można zauważyć że w tym przypadku lepszym rozwiązaniem według przyjętego kryterium jest ominięcie strefy zakazanej z prawej strony.

Kolejne rysunki (12, 13) przedstawiają kolejno przykładowe trasy z zadanego punktu początkowego  $P_p$ , przy którym kurs obiektu wynosi  $270^\circ$ , oraz zadanego punktu końcowego  $P_k$  dla którego wymagany jest kurs  $90^\circ$ , przy istnieniu ograniczenia nałożonego na wysokość 500 [m]; ale przy braku istnienia strefy zakazanej. Na (rys. 13) przyjęto inną początkową trasę lotu niż w przypadku pokazanym na (rys. 12). Dlatego, że ta ostatnia nie spełniałaby warunku zachowania minimalnej wysokości nad terenem w przypadku części krzywoliniowych początkowej trasy. W tym przypadku lepszym wyborem jest wykonanie manewru omijania przeszkody z lewej strony.



Rys. 10. Trasa omijająca strefę zakazaną z prawej strony

Fig. 10. The path avoiding no-fly zone on the right side

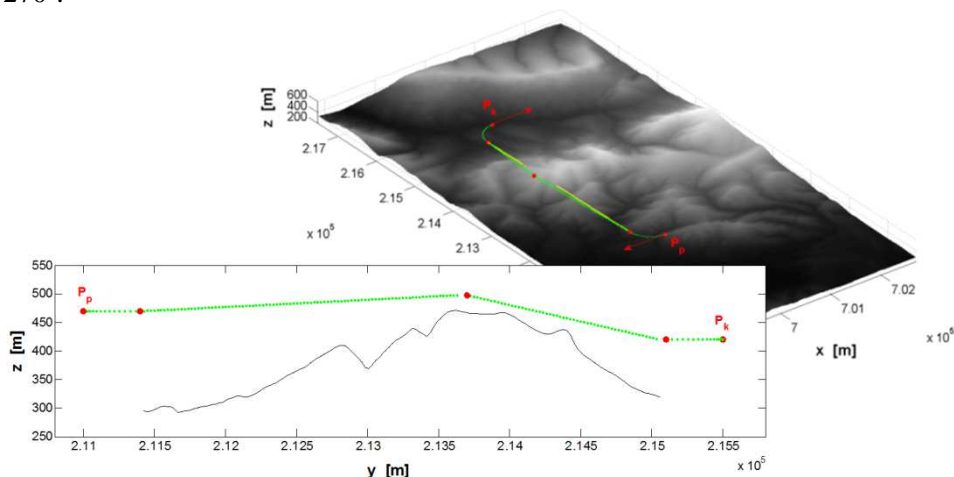


Rys. 11. Trasa omijająca strefę zakazaną z lewej strony

Fig. 11. The path avoiding no-fly zone on the left side

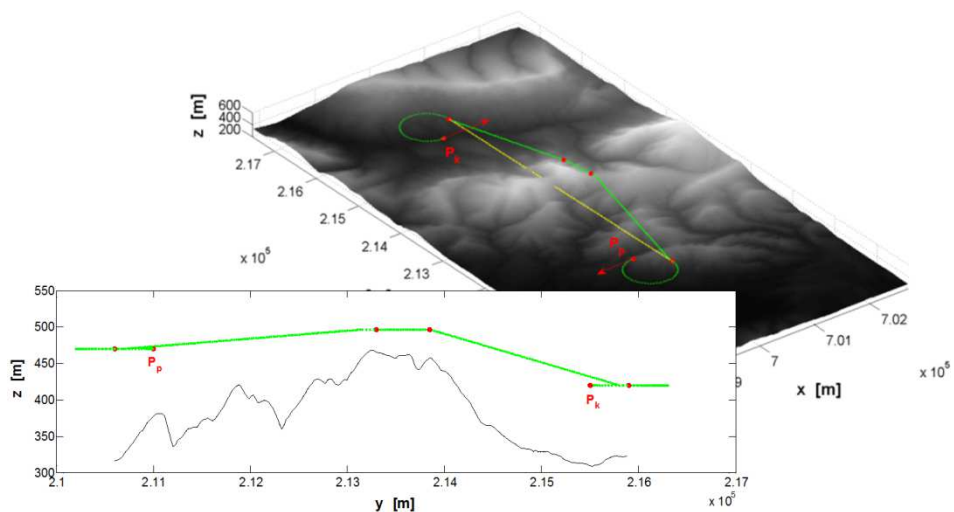
W przypadku większej liczby przeszkód przyjęto następującą strategię: znajdź jakąkolwiek bezkolizyjną trasę, a następnie poszukaj najlepszą. Inaczej mówiąc, na początku znajduje się punkty trasy trzech ścieżek. Pierwsza ścieżka zawiera punkty trasy pozwalające ominąć grupę przeszkód wykonując lot nad tymi przeszkodami. Następne dwie ścieżki zawierają kolejno punkty trasy omijające zbiór przeszkód z prawej lub lewej strony. Po wyznaczeniu tych ścieżek wybiera się tą, która najlepiej spełnia wcześniej założone kryterium. Po wybraniu początkowo najlepszej ścieżki, następuje poszukiwanie lepszej. Począwszy od kolejnego punktu wcześniej wyznaczonej trasy. Na rysunku 14 przedstawiono prymitywny przykład działania tej strategii. Rysunek 15 przedstawia przykład trasy z danego punktu początkowego  $P_p$ , przy którym kurs obiektu wyno-

si  $270^\circ$ , oraz zadanego punktu końcowego  $P_k$ , dla którego wymagany jest kurs  $270^\circ$ .



Rys. 12. Trasa omijająca przeszkodę z lewej strony

Fig. 12. Terrain obstacle avoidance on the left side

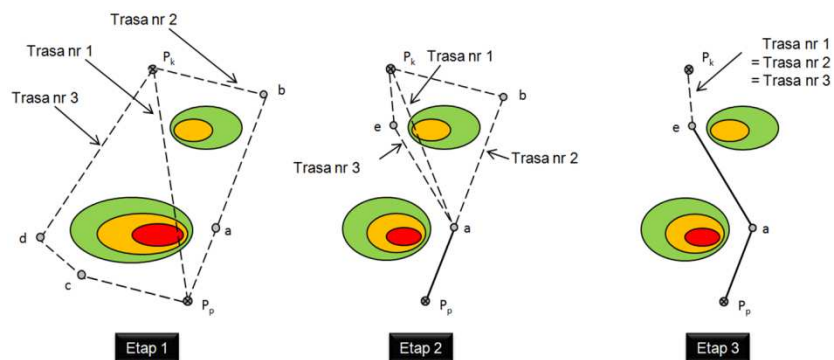


Rys. 13. Trasa omijająca przeszkodę z prawej strony

Fig. 13. Terrain obstacle avoidance on the right side

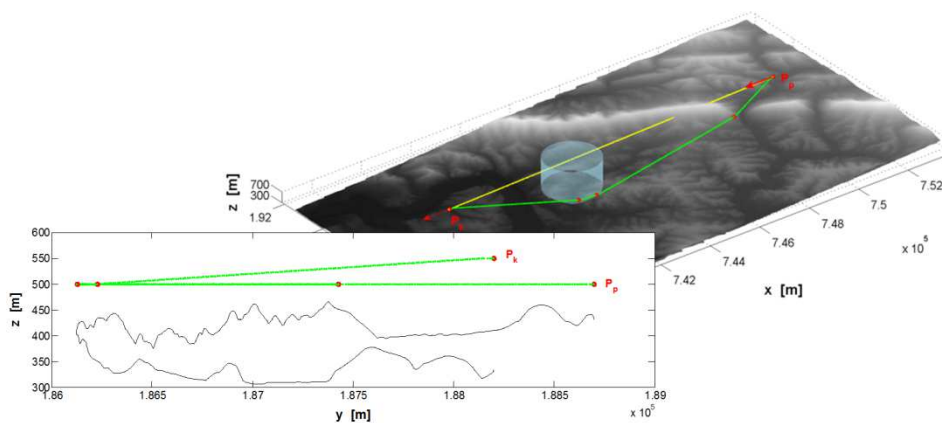
Założono maksymalną dopuszczalną wysokość równą  $550$  [m]. W tym przypadku na drodze przelotu istnieje przeszkoda terenowa oraz strefa zakazana. Trasa omijająca obie przeszkody z lewej strony jest lepsza niż ta, która miałaby ominąć obie przeszkody z prawej strony. Uwzględniając strategię omijania grupy przeszkód z pierwszego wyznaczonego punktu sprawdza się trasę która omi-

ja pozostałe przeszkody z drugiej strony oraz przelatując nad tą przeszkodą. W rozpatrywanym przypadku istnienie strefy zakazanej uniemożliwia przelot nad tym obszarem terenu w którym znajduje się ta strefa; więc sprawdza się przelot z prawej strony. Na rysunku 16 przedstawiono trasę, która rozpoczyna się od pierwszego wyznaczonego punktu ale omija strefę zakazaną z prawej strony. Można zauważyć że nowo wyznaczona trasa jest lepsza (ze względu na przyjęte kryterium) niż trasa zakładająca ominięcie przeszkód i stref z lewej strony.



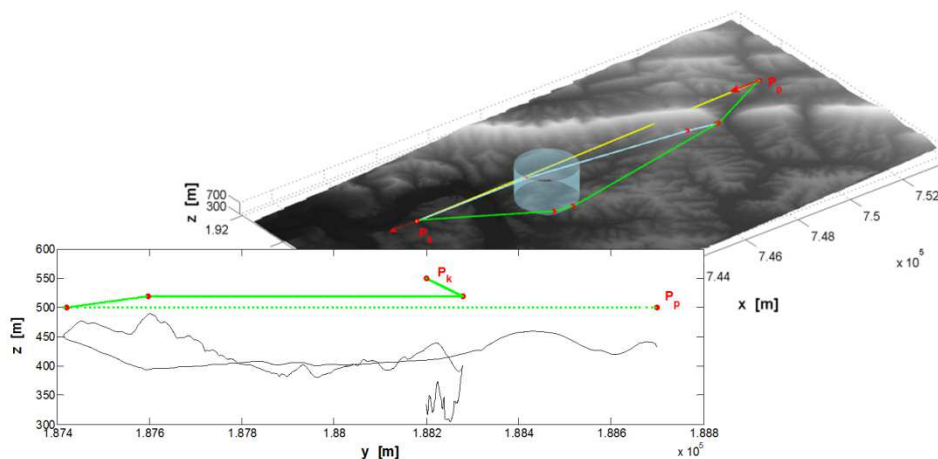
Rys. 14. Strategia omijania większej liczby przeszkód

Fig. 14. Multiple obstacles avoidance strategy



Rys. 15. Omijanie grupy przeszkód z lewej strony

Fig. 15. Multiple obstacles avoidance on the left side



Rys. 16. Omijanie przeszkody terenowej z lewej strony a strefę zakazaną z prawej

Fig. 16. Avoiding terrain obstacle on the left side and the no-fly zone on the right side

#### 4. Wnioski

W pracy przedstawiono opracowany algorytm planowania trasy bezzałogowego obiektu latającego, który uwzględnia zarówno ograniczenia nałożone przez właściwości dynamiczne tego obiektu, jak również inne ograniczenia nałożone na trasę lotu, które zostały wymienione w tym artykule. Ponadto zaproponowano metodę poszukiwania quasi-optymalnej trajektorii, w przypadku większej liczby przeszkód. Po przeprowadzeniu szeregu badań symulacyjnych można wywnioskować że czas wyznaczenia trasy za pomocą opracowanego algorytmu zależy od kilku czynników. Pierwszym atrybutem jest przedział dyskretyzacji terenu (rozmiar siatki). Im oczko tej siatki będzie mniejsze tym dokładniej można odwzorować ukształtowanie terenu ale czas obliczeń zwiększa się ponieważ będzie więcej wierzchołków do sprawdzenia. Kolejnym czynnikiem, który zasadniczo bardziej wpływa na czas obliczeń jest stopień skomplikowania obszaru, w którym obiekt latający będzie leciał. Im więcej znajdzie się w tym obszarze przeszkód (ukształtowania terenu lub stref zakazanych) oraz im więcej jest ograniczeń nałożonych na trasę przelotu, tym czas obliczeń jest większy dlatego, że algorytm musi znaleźć alternatywną trasę uwzględniającą wymienione ograniczenia oraz możliwości obiektu latającego). Mimo iż opracowany algorytm nie jest złożony obliczeniowo można by się zastanowić nad metodą grupowania przeszkód celem przyspieszenia działania tego algorytmu. Jest to jednak osobne zagadnienie które może być tematem dalszych badań.

## Literatura

- [1] Basmadji F.L., Gruszecki J.: Optimal multistage fuzzy missile guidance system, Sci. Proc. Riga Technical University of Transport and Engineering, Transport. Aviation Transport, n27 (2008) 23-32.
- [2] Narayan P.P., Wu P.P., Campbell D.A.: Unmanning UAVs - Addressing challenges in on-board planning and decision making, 1-st Int. Conf. Humans Operating Unmanned Systems HUMOUS'08, France 2008.
- [3] Pehlivanoglu Y.V.: A new particle swarm optimization method for the path planning of UAV in 3D environment, J. Aeronautics Space Technol., 5 (2012) 1-14.
- [4] Qu Y., Zhang Y., Zhang Y.: Optimal flight path planning for UAVs in 3-D threat environment, Int. Conf. Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), USA 2014.
- [5] Seemann M., Janschek K.: RRT\*-based trajectory planning for fixed wing UAVs using Bézier curves, Conf. ISR ROBOTIK, 2014.

## UNMANNED AERIAL VEHICLE ROUTE PLANNING IN MOUNTAINOUS TERRAIN WITH OBSTACLES

### Summary

Despite significant progress in the field of increasing the autonomy of unmanned aerial vehicles (UAVs), there are still a number of problems which needs to be solved. One of such example is the problem of autonomous path planning. In this paper, the problem of UAV path planning in mountainous terrain with obstacles has been discussed. AUAV path planning algorithm that takes into account limitations imposed by UAVs dynamics, terrain configuration, no-fly zones and the maximum allowable flight altitude has been developed. Furthermore, the method of searching for the quasi-optimal path in the case of multiple obstacles has been proposed. A series of simulation investigations to verify the correctness of developed algorithm have been carried out.

**Keywords:** UAV, path planning, obstacle avoidance

DOI: 10.7862/rm.2017.01

*Otrzymano/received: 1.12.2016*

*Zaakceptowano/accepted: 12.03.2017*





Andrzej CIEŚLIK<sup>1</sup>  
Andrzej PAZUR<sup>2</sup>  
Andrzej SZELMANOWSKI<sup>3</sup>

## METODY KONWERSJI DANYCH NAWIGACYJNYCH W UKŁADACH ODNIESIENIA STOSOWANYCH W ZINTEGROWANYCH SYSTEMACH AWIONICZNYCH

W artykule przedstawiono wyniki prac realizowanych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w zakresie możliwości komputerowej konwersji danych nawigacyjnych w układach odniesienia stosowanych w zintegrowanych systemach awionicznych. Na przykładzie systemu awionicznego śmigłowca W-3PL Głuszc przedstawię możliwości przetwarzania danych pilotażowo-nawigacyjnych i celowniczych podczas realizacji misji obserwacyjnych (przy wykorzystaniu głowicy TOPLITE) oraz wykorzystania systemu uzbrojenia z nabełmowym systemem celowniczym NSC-1 Orion. Dla ilustracji realizowanych w nim operacji przetwarzania informacji pilotażowo-nawigacyjnej i obserwacyjno-celowniczej, omówiono metody konwersji danych nawigacyjnych w trybie CCIP oraz trybie CCRP.

**Słowa kluczowe:** lotnicze systemy nawigacyjne, transformacja danych

### 1. Wprowadzenie

Standardowym wyposażeniem współczesnych statków powietrznych są zintegrowane systemy awioniczne, elektronicznie pozyskujące, przetwarzające i dystrybuujące informację pilotażowo-nawigacyjną z wewnętrznych (pokładowych) i zewnętrznych źródeł danych. Zastosowanie zintegrowanych systemów awionicznych w wojskowych statkach powietrznych pozwoliło na zwiększenie ich możliwości bojowych oraz rozszerzenie rodzajów i zakresu realizowanych przez nie misji z wykorzystaniem wymaganych parametrów lotu [1, 2, 6, 9].

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Andrzej Cieślak, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, 01-494 Warszawa, ul. Księcia Bolesława 6, tel.: 22 261-851-405, e-mail: andrzej.cieslik@itwl.pl

<sup>2</sup> Andrzej Pazur, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, e-mail: andrzej.pazur@itwl.pl

<sup>3</sup> Andrzej Szelmanowski, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, e-mail: andrzej.szelmanowski@itwl.pl

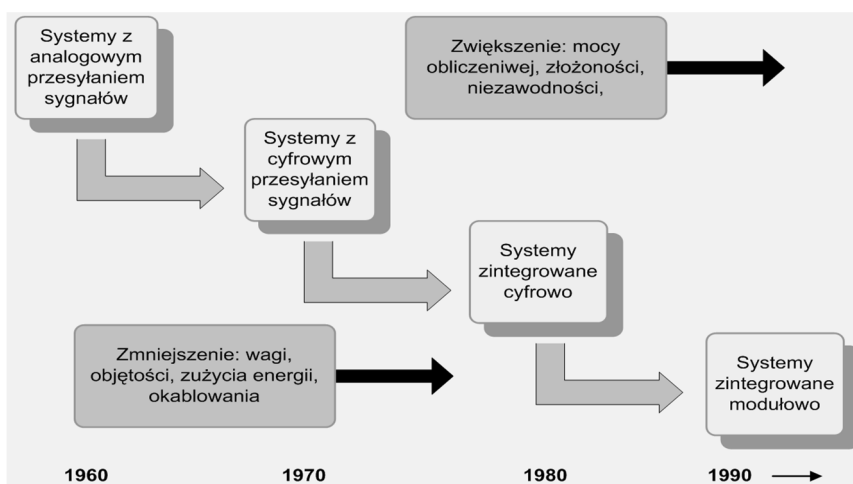
Wykonane analizy m.in. [3, 8] wykazały, że aby informacja pilotażowo-nawigacyjna oraz dane obserwacyjno-celownicze mogły być efektywnie wykorzystane, muszą być określane w tych samych układach współrzędnych lub konwertowane (przetwarzane) pomiędzy układami współrzędnych związanymi z wybranymi elementami ruchomymi statku powietrznego (m.in. układem głowicy obserwacyjno-celowniczej, układem ruchomego stanowiska strzeleckiego, układem koordynatorów głowic kierowanych pocisków raketowych).

Wprowadzenie na pokład zintegrowanych urządzeń do precyzyjnego określania bieżącej orientacji przestrzennej oraz pozycji nawigacyjnej statku powietrznego [5, 7] (m.in. systemy nawigacji inercyjnej i systemy pozycjonowania satelitarne) umożliwiło określanie w systemach uzbrojenia informacji o bieżącym punkcie celowania pocisku lub upadku bomby (tryb CCIP) oraz informacji o zapasie czasu dolotu do punktu, w którym należy odpalić pocisk lub zrzucić bombę (w trybie ręcznym), aby trafiła w wybrany cel (tryb CCRP).

## 2. Zintegrowane systemy awioniczne – rodzaje i etapy rozwoju

Zintegrowane systemy awioniczne można podzielić ze względu na sposób połączeń wykonanych pomiędzy blokami elektronicznymi (rys. 1) i wyróżnić następujące ich rodzaje [3]:

- systemy z analogowym przesyłaniem sygnałów,
- systemy z cyfrowym przesyłaniem sygnałów,
- systemy zintegrowane cyfrowo,
- systemy zintegrowane modułowo.



Rys. 1. Rodzaje zintegrowanych systemów awionicznych z uwagi na sposób połączenia

Fig. 1. Types of integrated avionics systems due to the connection method

Powstanie zintegrowanych systemów awionicznych było naturalnym następstwem przenikania się wielu podsystemów statku powietrznego. Integracja systemu awionicznego polega na elektronicznym (komputerowym) zespoleniu wielu podsystemów w jeden system, który spełnia wymagania stawiane danemu typowi statku powietrznego. Powstały w wyniku takiego zespolenia system nazywa się zintegrowanym systemem awionicznym [3, 6]. Historia integracji systemów awionicznych sięga lat 50. ubiegłego wieku, kiedy to zapoczątkowano prace nad zwiększeniem efektywności lotu i wykonania zadania przez załogę statku powietrznego. Efektem tym prac było pojawienie się w latach 60. ubiegłego wieku pierwszych samolotów wyposażonych w zintegrowane systemy awioniczne. Kolejnym etapem rozwoju było powstanie monitorów wielofunkcyjnych MFD (Multi Function Display) oraz wskaźników przeziernych HUD (Head-Up Display) i systemów nahełmowych HMD (Helmet Mounted Display), umożliwiających zobrazowanie informacji z różnych podsystemów statku powietrznego na jednym wyświetlaczu.

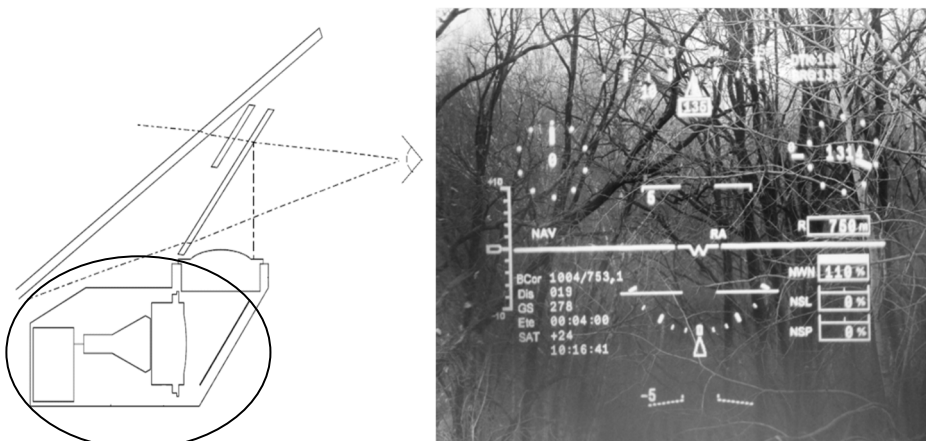
Systemy zintegrowane cyfrowo pojawiły się wraz z rozwojem pokładowych cyfrowych standardów transmisji danych jak wojskowy MIL-1553B, czy cywilny ARINC-429 [4, 6]. Standardy te doprowadziły do unifikacji urządzeń pokładowych, a ich cechą charakterystyczną jest centralna magistrala danych, do której podłączone są urządzenia elektroniczne wchodzące w skład systemu zintegrowanego jak: komputer misji, monitory wielofunkcyjne, system nawigacji inercyjnej, centrala danych aerodynamicznych itd. Wprowadzenie centralnej magistrali danych doprowadziło do zmniejszenia liczby urządzeń transmisji danych i ilości okablowania montowanego na pokładzie statku powietrznego.

Systemy zintegrowane modułowo pojawiły się w następstwie wykorzystania do produkcji systemów zintegrowanych powszechnie stosowanych modułów elektronicznych dopuszczonych do zastosowań na pokładach statków powietrznych. Cechą charakterystyczną tych systemów jest zwiększenie szybkości transmisji informacji pomiędzy modułami elektronicznymi, wprowadzenie procesorów sygnałowych do przetwarzania danych oraz wprowadzenie tzw. oprogramowania wielopłatformowego [3, 6].

### **3. Wizualizacja parametrów lotu w systemach zintegrowanych**

Zasadnicze zmiany w sposobie wizualizacji parametrów nawigacyjno-pilotażowych pojawiły się wraz z wprowadzeniem na pokład wskaźników przeziernych HUD oraz wyświetlaczy nahełmowych HMD. Umożliwiają one prezentację parametrów lotu „na horyzoncie”, co daje możliwość prowadzenia nawigacji bez konieczności przenoszenia wzroku na przyrządy nawigacyjne (rys. 2). W wielu fazach lotu statku powietrznego istnieje konieczność zobrazowania na wskaźnikach przeziernych punktów orientacji przestrzennej, które mają swoje odzwierciedlenie w rzeczywistym terenie. Oznacza to, że w polu wi-

doczności wskaźnika przeziernego pilot ma zobrazowany punkt, którego współrzędne pokrywają się z pozycją symbolu na wskaźniku przeziernym [6].



Rys. 2. Budowa wskaźnika przeziernego (po lewej) i sposób prezentacji danych (po prawej)

Fig. 2. Construction of head-up display (left) and data visualization example (right)

Upraszcza to także znacznie proces nawigacji, ponieważ pilot intuicyjnie kieruje statek powietrzny bezpośrednio na punkt znajdujący się na wskaźniku przeziernym. W przypadku pozycji punktu znajdującego się poza zakresem widoczności wskaźnika przeziernego pilot dostaje informację o kierunku, w jakim powinien nawigować, żeby osiągnąć ten punkt. Rozwiązanie takie ma zastosowanie m.in. podczas nawigacji po trasie przy przekraczaniu punktów zmiany kierunku oraz w trybach uzbrojenia podczas obliczania punktu zrzutu bomby lub upadku pocisku (tryby CCRP oraz CCIP).

Zintegrowane systemy awioniczne w celu określenia swojego położenia przestrzennego oraz wielu parametrów lotu (prędkości, przyspieszenia) wykorzystują systemy inercyjne oraz odbiorniki GPS. Urządzenia te wypracowują parametry w różnych układach współrzędnych. Prowadzi to do konieczności ciągłego konwertowania tych parametrów pomiędzy układami współrzędnych, które są wykorzystywane w algorytmach obliczeniowych i wizualizacji danych.

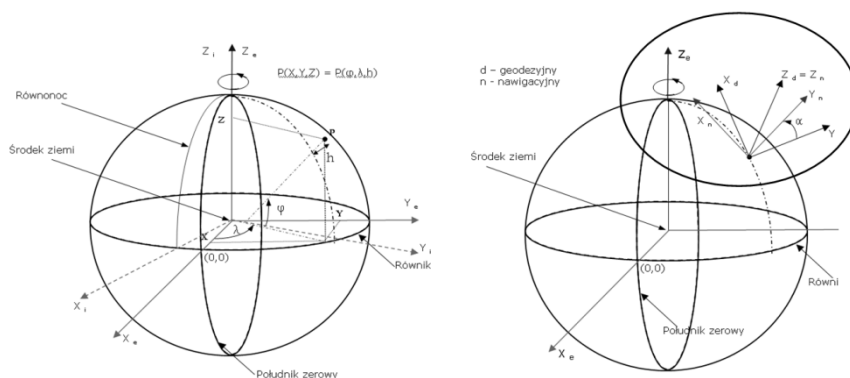
#### 4. Układy współrzędnych w systemach zintegrowanych

Zintegrowane systemy awioniczne wykorzystują układy współrzędnych związane z Ziemią, poruszającym się obiektem latającym, czy wyposażeniem zamontowanym na pokładzie statku powietrznego. W literaturze spotyka się bardzo bogate nazewnictwo dotyczące tych układów, jak również dowolne kierunki osi współrzędnych, m.in. [1, 7, 9].

Podstawowymi układami współrzędnych wykorzystywanymi w nawigacji lotniczej są [7]:

- układ współrzędnych geograficznych biegunowych (Latitude Longitude Altitude (LLA) Frame),
- układ współrzędnych inercyjnych (Earth-Centred Inertial (ECI) Coordinate Frame),
- układ współrzędnych prostokątnych (Earth-Centred Earth-Fixed (ECEF) Coordinate Frame),
- geodezyjny układ współrzędnych (Geodetic Coordinate System (GCS));
- nawigacyjny układ współrzędnych (Local Navigation Coordinate Frame),
- układ współrzędnych związany z obiektem (Body Coordinate Frame),
- układy współrzędnych związane z urządzeniami pokładowymi jak: wskaźnik przezierny (HUD), wyrzutnie uzbrojenia podwieszanego (rakiety, bomby, działko).

Układ współrzędnych biegunowych ( $\lambda$ ,  $\varphi$ ,  $h$ ) wykorzystywany jest do opisu położenia obiektu znajdującego się na powierzchni Ziemi lub w niedalekiej odległości od niej (rys. 3). Powszechnie wykorzystywany jest w układach nawigacji satelitarnej (GPS).



Rys. 3. Układy współrzędnych biegunowych i prostokątnych (po lewej) oraz nawigacyjny i geodezyjny (po prawej)

Fig. 3. Coordinate systems: polar and rectangular (left), navigational and geodetic (right)

Początkiem układu jest środek masy Ziemi. Położenie obiektu w tym układzie współrzędnych wyrażone jest poprzez parametry [7]:

- początek układu współrzędnych (środek masy Ziemi),
- długość geograficzną ( $\lambda$ ),
- szerokość geograficzną ( $\varphi$ ),
- wysokość ( $h$ ).

Układ współrzędnych prostokątnych ( $X_e$ ,  $Y_e$ ,  $Z_e$ ) jest zdefiniowany (rys. 3) w następujący sposób [7]:

- początkiem układu współrzędnych jest środek masy Ziemi,
- oś  $Z_e$  jest zgodna z osią obrotu Ziemi, która przechodzi przez jej biegun magnetyczny i jest zgodna z osią  $Z_i$  układu inercyjnego,
- oś  $X_e$  jest rzutem na płaszczyznę równika dla południka zerowego,
- oś  $Y_e$  jest wyznaczona na podstawie orientacji osi  $Z_e$  i  $X_e$  zgodnie z zasadą prawej ręki.

Konwersja danych pomiędzy układem współrzędnych biegunowych, a układem prostokątnych określona jest zależnością [7]:

$$P_e = \begin{bmatrix} X_e \\ Y_e \\ Z_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (N_e + h)\cos\varphi\cos\lambda \\ (N_e + h)\cos\varphi\sin\lambda \\ (N_e(1 - e^2) + h)\sin\varphi \end{bmatrix} \quad (1)$$

gdzie:  $X_e, Y_e, Z_e$  - współrzędne geograficzne w układzie biegunowym,

$\lambda, \varphi$  - długość i szerokość geograficzna,

$N_e$  - promień Ziemi,

$e = 0,08181919$  - współczynnik eliptyczności Ziemi,

$h$  - wysokość statku powietrznego nad powierzchnią Ziemi.

Geodezyjny układ współrzędnych ( $X_g, Y_g, Z_g$ ) nie jest na stałe (jak poprzednie układy współrzędnych) związany ze środkiem Ziemi (rys. 3), a z poruszającym się w przestrzeni obiektem (np. statkiem powietrznym). Zazwyczaj geodezyjny układ współrzędnych reprezentuje obiekt poruszający się tuż na powierzchni ziemi i zdefiniowany jest w następujący sposób [7]:

- początkiem układu współrzędnych jest punkt na powierzchni Ziemi, który jest środkiem symetrii poruszającego się obiektu,
- oś  $X_g$  skierowana jest na północ,
- oś  $Y_g$  skierowana jest na wschód,
- oś  $Z_g$  wyznaczona jest na podstawie orientacji osi  $X_g$  i  $Y_g$  zgodnie z zasadą prawej ręki i skierowana jest do góry.

Geodezyjny układ współrzędnych często nosi nazwę układu ENU (East-Nord-Up). Można także spotkać odmianę tego układu z osią  $Z$  skierowaną w dół. W takim przypadku nosi on nazwę układu NED (Nord-East-Down).

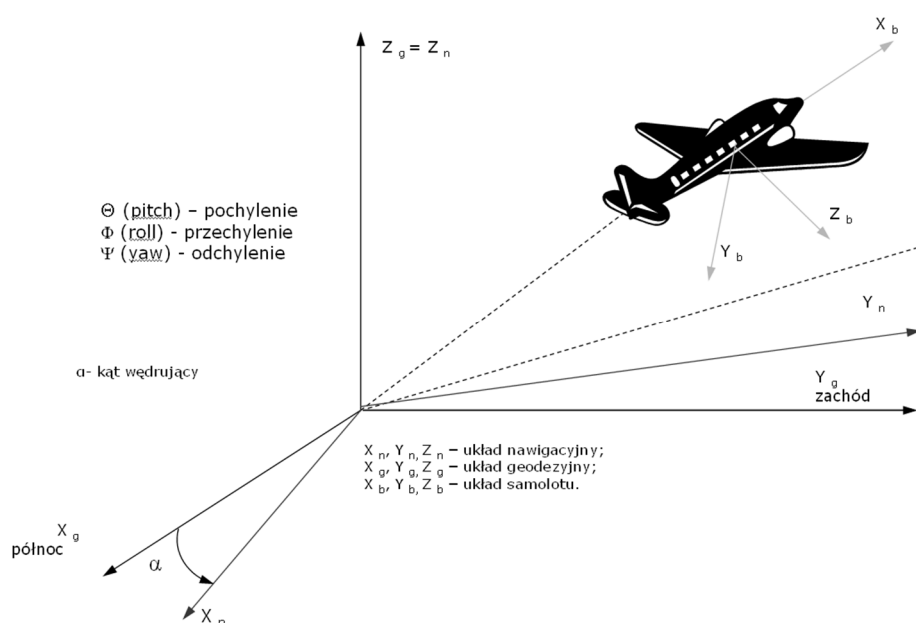
Z kolei nawigacyjny układ współrzędnych ( $X_n, Y_n, Z_n$ ) jest zdefiniowany tak jak układ geodezyjny, z tą różnicą że jego osie  $X_n, Y_n$  są przesunięte o kąt „wędrujący”  $\alpha$  wokół osi  $Z$  względem osi  $X_g, Y_g$  układu geodezyjnego (rys. 3) i zdefiniowany jest w następujący sposób [7]:

- początkiem układu współrzędnych jest punkt na powierzchni Ziemi, który jest środkiem symetrii poruszającego się obiektu,
- oś  $X_n$  skierowana jest na północ i przesunięta jest o kąt  $\alpha$  względem osi  $X_g$ ,

- oś  $Y_n$  skierowana jest na wschód i przesunięta jest o kąt  $\alpha$  względem osi  $Y_g$ ,
- oś  $Z_n$  wyznaczona jest na podstawie orientacji osi  $X_g$  i  $Y_g$  zgodnie z zasadą prawej ręki i skierowana jest do góry.

Układ współrzędnych obiektu (samolotu) jest układem stałym względem poruszającego się w przestrzeni obiektu (rys. 4) i jest zdefiniowany w następujący sposób [7]:

- początek układu współrzędnych jest umieszczony w środku masy poruszającego się obiektu,
- oś  $X_b$  jest zgodna z osią podłużną, kierunek dodatni jest zgodny z kierunkiem ruchu obiektu,
- oś  $Y_b$  jest osią prostopadłą do osi  $X_b$  o kierunku dodatnim skierowanym w prawo w stosunku do kierunku osi  $X_b$ ,
- oś  $Z_b$  jest osią prostopadłą do płaszczyzny  $X_b, Y_b$  o kierunku dodatnim skierowanym w dół.



Rys. 4. Układ współrzędnych związanych ze statkiem powietrznym jako obiektem latającym

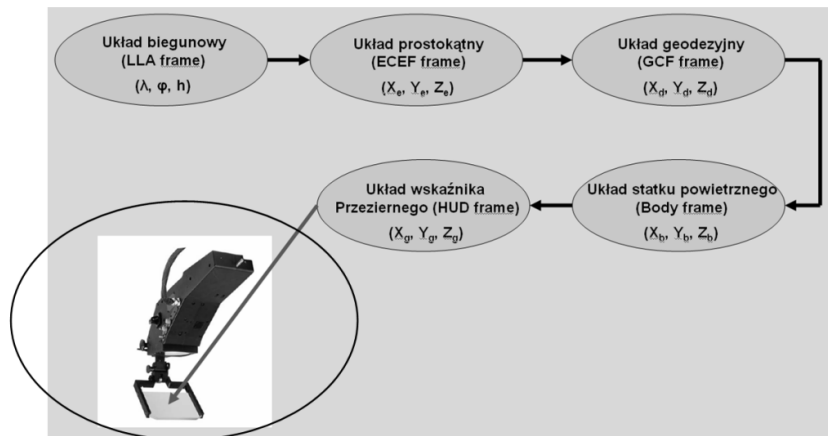
Fig. 4. Coordinate system connected with aircraft as a flying object

Konwersja danych pomiędzy układem współrzędnych geodezyjnym, a układem współrzędnych obiektu określona jest zależnością [7]:



$$\begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Theta\cos\Psi & \sin\Theta\sin\Phi\cos\Psi - \cos\Phi\sin\Psi & \sin\Theta\cos\Phi\cos\Psi + \sin\Phi\sin\Psi \\ \cos\Theta\sin\Psi & \sin\Theta\sin\Phi\sin\Psi + \cos\Phi\cos\Psi & \sin\Theta\cos\Phi\sin\Psi - \sin\Phi\cos\Psi \\ -\sin\Theta & \cos\Theta\sin\Phi & \cos\Theta\cos\Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_n \\ Y_n \\ Z_n \end{bmatrix} \quad (2)$$

Przykładowy algorytm konwersji punktu znajdującego się w przestrzeni do jego wyświetlenia na wskaźniku przeziernym HUD przedstawiono na rysunku 5.



Rys. 5. Algorytm konwersji punktu w przestrzeni do układu współrzędnych wskaźnika HUD

Fig. 5. Algorithm to convert the point in space to coordinate system of HUD

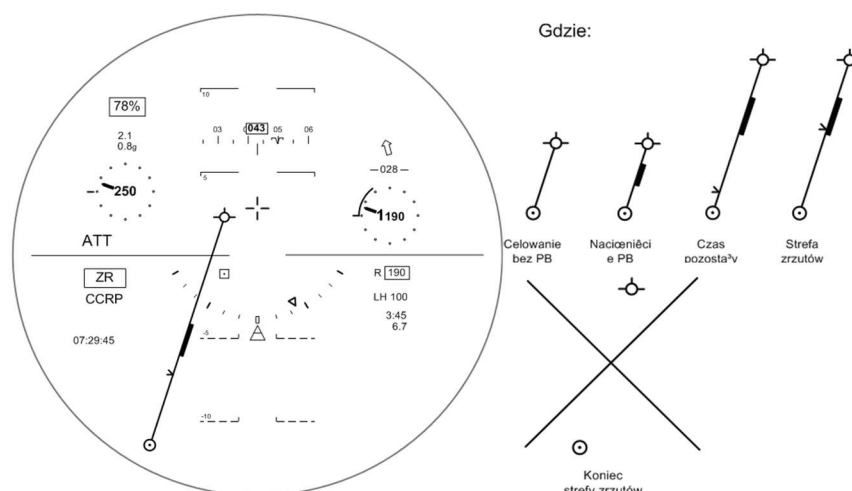
Algorytm ten składa się z wielu przeliczeń pomiędzy układami współrzędnych, z których ostatnim etapem jest przeliczenie do układu współrzędnych wskaźnika przeziernego HUD. W efekcie wyświetlenie symbolu punktu na wskaźniku pokrywa się z jego rzeczywistym położeniem przestrzennym.

## 5. Weryfikacja konwersji danych w systemach zintegrowanych

Praktyczną weryfikację algorytmów konwersji współrzędnych przedstawiono na przykładzie wyliczania punktu zrzutu bomby i upadku pocisku w trybach uzbrojenia CCRP i CCIP, wykorzystywanych w algorytmach balistycznych opracowanych na potrzeby śmigłowca W-3PL Głuszec [8].

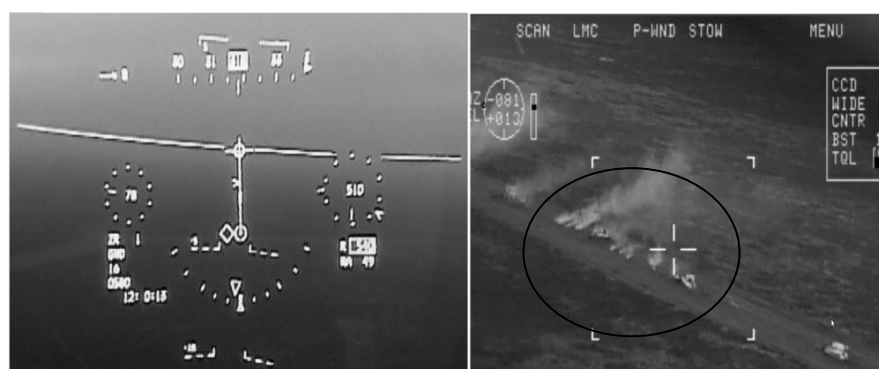
Tryb CCRP (Continuous Computation of Release Point) charakteryzuje ciągłe obliczanie punktu zrzutu (rys. 6) i jest stosowany podczas użycia zasobników z bombami małowabarytowymi oraz zasobników z minami narzutowymi. Zadanie pilota polega na zaznaczeniu początku i końca celu, wykonaniu lotu na cel oraz utrzymywaniu przycisku bojowego w położeniu naciśniętym. Sygnał zrzutu bomb/min następuje automatycznie po spełnieniu warunku równości donośności bomb/min i odległości bieżącej do początku celu. Praktyczny sposób

zobrazowania przykładowego strzelania w trybie CCRP wraz z widokiem jego wyników z głowicy obserwacyjnej TOPLITE (rys. 7).



Rys. 6. Zobrazowanie na wskaźniku przeziernym dla zrzutu bomby w trybie CCRP

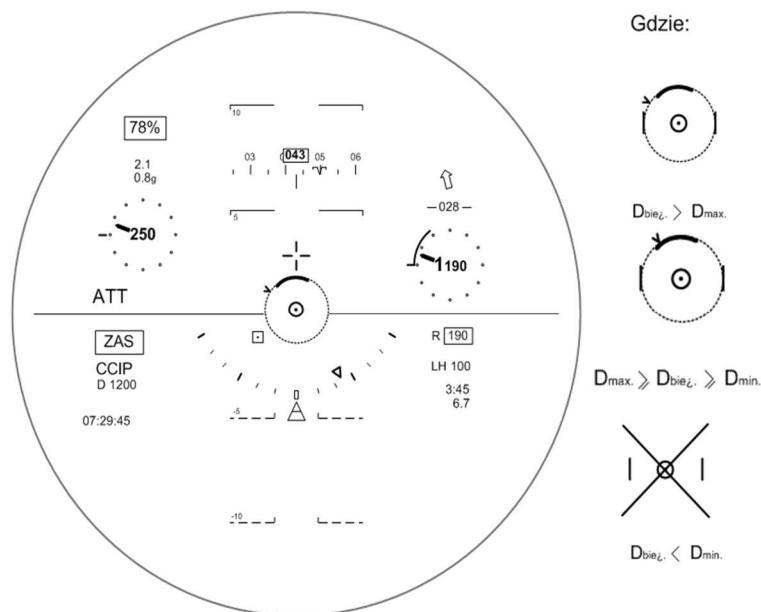
Fig. 6. Visualisation on the head-up display for dump bombs in CCRP mode



Rys. 7. Tryb CCRP na wskaźniku HUD (po lewej) i widok z głowicy TOPLITE (po prawej)

Fig. 7. CCRP mode on the HUD (left) and the view from TOPLITE head (right)

Tryb CCIP (Continuous Computation of Impact Point) charakteryzuje ciągłe obliczanie punktu upadku (rys. 8) i jest stosowany podczas użycia niekierowanych pocisków rakietowych oraz broni lufowej do celów naziemnych i powietrznych. Polega on na ciągłym wyliczaniu współrzędnych punktu upadku pocisku. Zadanie pilota polega na dokonaniu wyboru środka bojowego, pokryciu z celem i naciśnięciu przycisku bojowego. Odpalenie (wystrzelenie) pocisku następuje z chwilą naciśnięcia przycisku bojowego.



Rys. 8. Zobrazowanie na wskaźniku przeziernym HUD dla zrzutu bomby w trybie CCIP

Fig. 8. Visualisation on the head-up display HUD for dump bombs in CCIP mode

## 6. Podsumowanie

Zintegrowane systemy awioniczne stanowią obecnie standardowe wyposażenie współczesnych statków powietrznych, zwiększające ich możliwości bojowe i bezpieczeństwo lotu. W polskim lotnictwie wojskowym statkiem powietrznym posiadającym zintegrowany cyfrowo system awioniczny jest samolot wielozadaniowy F-16 (wprowadzony do eksploatacji w latach 2006-2008). Posiada on rozbudowane cyfrowe magistrale wymiany danych, oparte na standardzie MIL-1553B. Informacja pilotażowo-nawigacyjna i obserwacyjno-celownicza obrazowana na wskaźniku przeziernym HUD i monitorach wielofunkcyjnych MFD jest konwertowana w komputerze misji MMC. Dodatkowym odbiornikiem danych jest nabełmowy system celowniczy JHMCS.

Ponadto, zintegrowane systemy awioniczne jako nowe wyposażenie zostały opracowane i zabudowane na pokładach modernizowanych statków powietrznych m.in. samolotów MiG-29 (integracja wykonana przez Wojskowe Zakłady Lotnicze WZL-2 w latach 2008-2010) oraz śmigłowców W-3PL Głuszc i samolotu PZL-130 Orlik MPT (integracja wykonana przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w latach 2004-2008 i 2012-2015). Dla przykładu, w systemie awionicznym śmigłowca W-3PL Głuszc, zintegrowanym przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, przetwarzanie danych pilotażowo-nawigacyjnych i celowniczych stosowane jest podczas realizacji misji obserwacyjnych (przy

użyciu głowicy obserwacyjno-celowniczej TOPLITE) oraz podczas wykorzystania systemu uzbrojenia współpracującego z napełnowym systemem celowniczym NSC-1 Orion (w wersji proponowanej do zabudowy).

Jednym z głównych problemów technicznych występujących w procesie integracji urządzeń awionicznych, realizowanej przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, było opracowanie efektywnego sposobu przetwarzania informacji pilotażowo-nawigacyjnej i obserwacyjno-celowniczej, bazującego na danych otrzymywanych z magistrali cyfrowych MIL-1553B i ARINC-429. Wśród urządzeń pozyskujących i dystrybuujących informację pilotażowo-nawigacyjną znajdują się między innymi centrala nawigacji inercyjnej INS/GPS EGI-3000 oraz centrala danych aerodynamicznych ADU-3200.

Zastosowane metody konwersji danych nawigacyjnych wykorzystywanych w zintegrowanym systemie awionicznym śmigłowca W-3PL Głuszec umożliwiły realizację wyznaczania współrzędnych punktu upadku pocisku w trybie CCIP oraz punktu zrzutu bomb/min w trybie CCRP. Do wyliczeń współrzędnych punktu odpalenia pocisków niekierowanych: S-5 kal. 57 mm (wyrzutnie MARS-2), S-7 kal. 70 mm (wyrzutnie M-260) i S-8 kal. 80 mm (wyrzutnie B-8-10) zastosowano konwersję danych o bieżącym położeniu kątowym śmigłowca, natomiast do wyznaczenia czasu dolotu do obszaru zrzutu bomb lub min narzutowych z podwieszanych zasobników ZR-8 i PLATAN wykorzystano konwersję danych o bieżącej pozycji nawigacyjnej śmigłowca.

## Literatura

- [1] Bao-Yen Tsui J.: *Fundamentals of Global Positioning Systems Receivers: A Software Approach*, John Wiley & Sons, London 2000.
- [2] Cai G.: *Unmanned Rotorcraft Systems, Advances in Industrial Control*, Springer-Verlag, London 2011.
- [3] Cieślak A.: Rodzaje integracji i standardy transmisji danych zintegrowanych systemów awionicznych, VI Konferencja Awioniki „AWIONIKA 2010”, Bezmiechowa 2010.
- [4] Dokument standaryzacyjny: MIL-STD-1553B Tutorial, Condor Engineering, 2005.
- [5] Materiały techniczne firmy Sextant Avionique: „Bezładnościowy system nawigacyjny TOTEM 3000. IRYDA-M-96. Functional Specification”, Bordeaux 1997.
- [6] Moir I., Seabridge A.: *Military avionics system*, John Wiley & Sons, London 2006.
- [7] Noureldin A.: *Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration*, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg 2013.
- [8] Pietraszek M.: *Eksperymentalna weryfikacja matematycznego modelu systemu celowniczego śmigłowca*, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa 2009.
- [9] Polska Norma PN-ISO: *Dynamika lotu, Pojęcia, wielkości i symbole, Część 1, Ruch statku powietrznego względem powietrza*, PKN, Warszawa 2004.

## **METHODS OF NAVIGATION DATA CONVERSION IN REFERENCE SYSTEMS USED IN INTEGRATED AVIONIC SYSTEMS**

### **S u m m a r y**

This paper presents selected results of the analytical work carried out in the Air Force Institute of Technology within the capabilities of a computer navigation data conversion in reference systems used in integrated avionics systems. On example of built avionics system for the helicopter W-3PL Capercaillie possibilities of computer processing of pilot-navigation and aiming data in combat applications, during execution of the observation mission (using the observation and surveillance system TOPLITE) and the use of the weapon system with helmet-mounted cueing system NSC-1 Orion were presented. In order to illustrate pilot-navigation and observation-aiming information processing operations carried out in it, used methods for converting data in navigation modes CCIP and CCRP were discussed.

**Keywords:** avionics navigation systems, data conversion

DOI: 10.7862/rm.2017.02

*Otrzymano/received: 1.12.2016*

*Zaakceptowano/accepted: 4.03.2017*

Wiesław FRĄCZ<sup>1</sup>  
Grzegorz JANOWSKI<sup>2</sup>  
Grażyna RYZIŃSKA<sup>3</sup>

## SELECTED ASPECTS OF MANUFACTURING AND STRENGTH EVALUATION OF POROUS COMPOSITES BASED ON NUMERICAL SIMULATIONS

In this paper the numerical simulations of microcellular injection molding process for polymer composite with glass fiber for variable content of pores were carried out. In order to evaluate the strength of the three-phase composite structure (polypropylene PP as a matrix, 20% wt. of glass fiber GF and 1-9 % vol. of the pores) a microstructural analysis was performed and strength calculations were conducted using the Mori-Tanaka homogenization model. The analyzed product (the base of industrial mop) was subjected to the loading in Ansys 14.5 commercial code, considering the impact of pores content on its mechanical properties. Furthermore, the paper presents the visualization of calculated composite microstructure for variable pores contents.

**Keywords:** microcellular composites, numerical simulations, Digimat, Ansys, Mori-Tanaka homogenization method

### 1. Introduction

The injection foaming processes allow to manufacture products with a cellular structure. These methods consist of gas foaming dispensing to the plastic in the plastifying zone or directly in a cavity through a specially designed head, and injecting foam mixture into the mold [1]. The main type of injection foaming processes was designed and developed under the name Mucell®. In this process the volatile gasses such as carbon dioxide or nitrogen are added under a pressure to the plastics in supercritical state (Fig. 1) [2].

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Wiesław Frącz, Rzeszow University of Technology, 8 Powstańców Warszawy Ave., 35-959 Rzeszów, e-mail: wf@prz.edu.pl

<sup>2</sup> Grzegorz Janowski, Rzeszow University of Technology, e-mail: gjan@prz.edu.pl

<sup>3</sup> Grażyna Rzyńska, Rzeszow University of Technology, e-mail: grar@prz.edu.pl

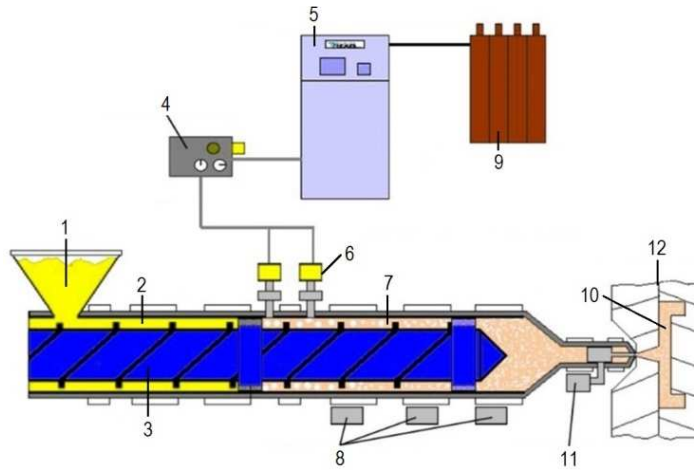


Fig. 1. Diagram of Mucell® microcellular injection molding process: 1 – hopper, 2 – plastic, 3 – screw, 4 – pressure regulator, 5 – dosage of critical gas, 6 – injection of supercritical gas, 7 – plastic with gas, 8 – cooling system of heaters, 9 – gas supply (N<sub>2</sub>, CO<sub>2</sub>), 10 – product, 11 – nozzle closed by a needle, 12 – injection mold.

The presence of blowing agents in a supercritical state makes it easier to dispense them to the plastics due to low compressibility (Fig. 2). Nitrogen reaches the supercritical state at the temperature of -147°C and pressure of 3.4 MPa and carbon dioxide at the temperature of 31.1°C, and pressure of 7.22 MPa. The use of carbon dioxide results in viscosity reduction of the injected mixture allowing to manufacture products with complicated shapes. On the other hand, the foaming process with nitrogen extends the intensity reaction relative to carbon dioxide. In the Mucell® injection molding process it is not necessary to use the packing pressure thanks to the pressure of expanding gas in the pores. This fact results in generation of a large amount of micropores, as well as a reduction in the total injection time [3-5].

There may be distinguished four main stages of microcellular injection molding process (Fig. 3) [6]:

- diffusion of gases in plastic,
- production of germ pores - so-called „nucleation process”, as a result of an abrupt change of thermodynamic material state,
- expansion of pores, where their size and number depend mainly on the pressure gradient and temperature, viscoelastic properties of polymer and the gas content,
- shaping of a product in the mold cavity by lowering of temperature.

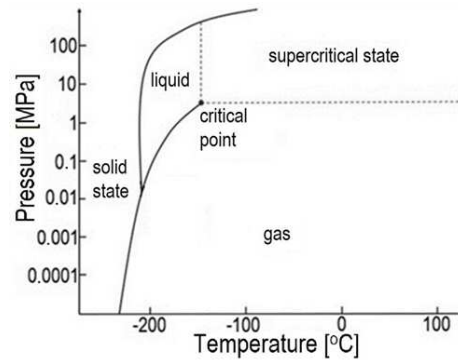


Fig. 2. The temperature-pressure phase diagram for nitrogen

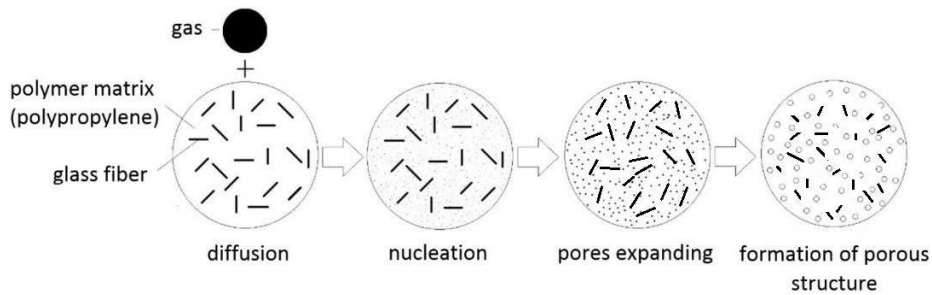


Fig. 3. Diagram of microcellular injection molding process for polymer-fiber composite

In the foaming process these stages take place during the displacement of screw. Higher injection speeds results in a more intense, short-lived reduction of pressure in cavity leading to formation of a dense, porous microstructure. The same fact of pores growth is a complex process dependent on thermodynamic, mechanical and chemical factors [4]. With the increase of the melt temperature, the pore diameter increases. In turn, an increase of polymer volume results in a reverse phenomenon - a decrease of pore diameter, due to the fact that the greater amount of polymer in the cavity reduces the possibilities for enlarging the microcell structure. The increase of mold temperature and injection time results in pore size growing [7, 8].

The use of fillers including glass fibers ensures a good quality of porous structure, but it affects larger fiber disorientation occurring around the pores. Thanks to this process it is possible to get a homogeneous porous structure with a variable number of pores:  $10^7$ - $10^{15}$  pores/cm<sup>3</sup> and a pores size of 0.1-10  $\mu$ m [9-11]. The products formed in this process have lower weight, lack of sinks and deformations, lower processing shrinkage and easier distribution of fibrous fillers [1, 12].



## 2. Basics of Mucell® numerical analysis

For many years, it has been possible to perform a numerical analysis of Mucell® process using specialized commercial codes. During calculations of this process, among others, the phenomenon of solubility, gas diffusion and polymer-gas mixture viscosity are taken into account [13]. The solubility of the gas is usually defined by the equation:

$$k = k_1 e^{\frac{k_2}{T}} \quad (1)$$

where:  $k$  – the solubility coefficient,  
 $T$  – the temperature,  
 $k_1, k_2$  – the constant coefficients.

If  $k_2 = 0$ , the solubility coefficient  $k$  has a value equal to constant  $k_1$ .

Gas diffusion equation determines the state in which, after injection to a mold, a gas dissolved in plastic diffuses into the plastic material, followed by nucleation and micropores growth:

$$D = d_1 e^{\left(\frac{d_2}{T}\right)} \quad (2)$$

where:  $D$  – the diffusion coefficient,  
 $T$  – the temperature,  
 $d_1, d_2$  – the constant coefficients.

If  $d_2 = 0$ , the diffusion coefficient  $D$  will have a constant value equal to  $d_1$ .

The viscosity model for polymer-gas mixture made by microcellular foaming technology is usually defined by the equation:

$$\eta = \eta_r (1 - \varphi)^{v_1} \exp(v_2 c + v_3 c^2) \quad (3)$$

where:  $\eta$  - the viscosity of gas-polymer mixture,  
 $\eta_r$  - the polymer viscosity,  
 $\varphi$  - volume fraction of gas bubbles,  
 $c$  - the gas initial concentration,  
 $v_1, v_2, v_3$  – the constant factors.

Consideration of complex composite properties in structural calculations is possible by means of homogenization methods. Both analytical and numerical

methods are used. Most of composites calculations use the Mori-Tanaka model. This method is based on the problem of single inclusions in an infinite, continuous homogeneous medium. In this model, the mean values of stress and strain tensors for inclusions and matrix relate to the tensor of stresses and strains in the macro scale by strain concentration tensor:

$$\mathbf{B}^\varepsilon = \mathbf{H}^\varepsilon(\mathbf{I}, \mathbf{C}_0, \mathbf{C}_1) \quad (4)$$

where:  $\mathbf{B}^\varepsilon$  – the composite strain concentration tensor,  
 $\mathbf{H}^\varepsilon$  – the strain concentration tensor for single inclusion,  
 $\mathbf{I}, \mathbf{C}_0, \mathbf{C}_1$  – the stiffness matrix of polymer and inclusions.

The mathematical relationship between inclusions and matrix gives an average effect of the interaction between phases [14-16].

### 3. Aim of work

Still expanding range of applications for polymer composites with the porous structure generates the need to carry out numerical simulations [17] of their manufacturing process, as well as the behavior of such products during their use. The results correctness of these analyzes depends largely, among others, on accuracy of defining the properties of these materials. An important issue is the ability to predict the properties of polymer composites with porous considering their heterogeneity. In order to perform this type of analysis both numerical and analytical method of homogenization are often used.

The aim of the study was to evaluate the possibility to manufacture the industrial mop base by means of microcellular injection molding process from polymer-fiber glass composite. The second aim was to evaluate the impact of pores amount on the strength characteristics for three-phase composite. Simulations were subjected to industrial product, taking into account the real conditions of manufacturing and subsequent use of a product.

### 4. Numerical simulations

Simulations of microcellular injection molding process were performed using the industrial mop base model (Fig. 4a) with overall dimensions approx. 600x400x40 mm (Fig. 4b). The geometric model of a mop base was designed in the NX8 software. Simulations of microcellular foaming process were carried out using Autodesk Moldflow Insight 2013 (AMI 2013). The numerical model, discretised by means of Dual Domain technology consisted of more than 100 thousand of triangular thin shell finite elements. In calculation of microcellular injection molding process the polymer Hostacom G2 N01 (PP + 20% GF) as polymer matrix was used.

Several important computer evaluations for composite with fixed and variable processing parameters (Table 1) were performed. Complete cavity filling in each case was observed. Moreover, analyzing the results, a significant difference of fiber orientation can be observed, which is confirmed in the literature [18, 19]. With an increase of gas content, the average value of fiber orientation tensor decreases, which is particularly evident in the bottom surface of the loaded base (Fig. 5). This phenomenon is probably due to the fibers movement in polymer matrix due to enlargement of the pores which surrounded fibers [19].

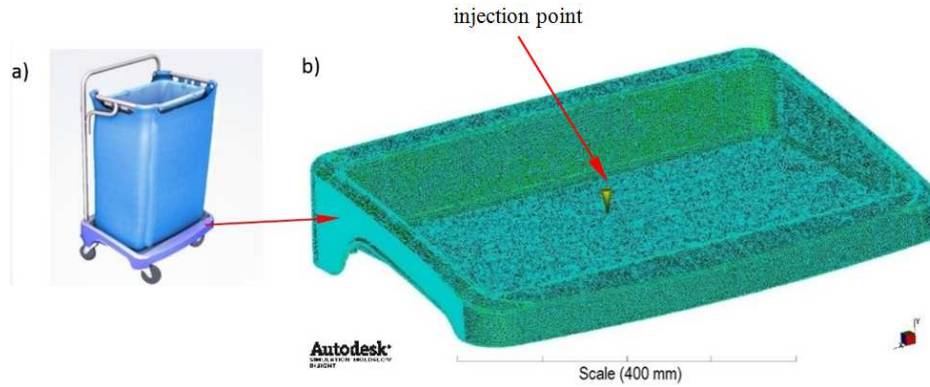


Fig. 4. The industrial mop: a) general view of the device, b) the discretised numerical model of mop base with injection point

Table 1. The processing parameters used in numerical analyses of microcellular foaming process

Parameters	Unit	Value
Mold temperature	°C	80
Melt temperature	°C	280
Injection time	s	3.2
Injection pressure	MPa	16.5
Volume filled at start of foaming	%	91, 95, 99
Number of cells per volume	1/cm <sup>3</sup>	2x10 <sup>5</sup>
Initial gas concentration	%	0.8
Initial pore diameter	mm	0.01
Gas type	-	CO <sub>2</sub>

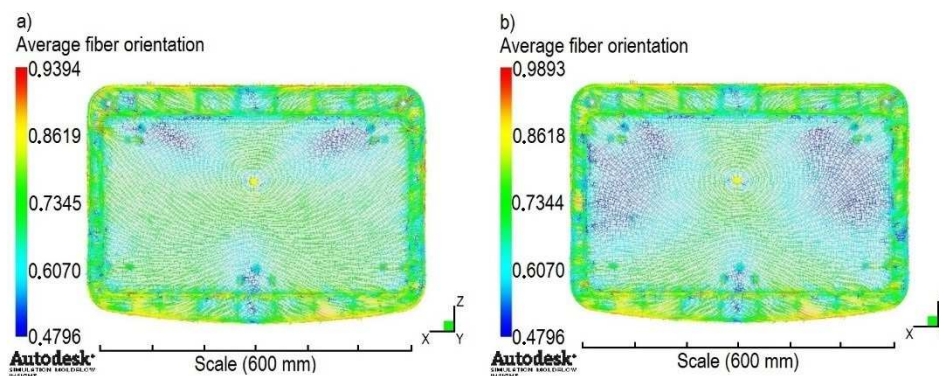


Fig. 5. The fiber orientation after filling of cavity for different gas content: a) for 1% of gas volume, b) for 9% of gas volume

## 5. Homogenization and analysis of composite structure

One of the main problems of products strength analysis is the determination of correct material properties. In the case of analyzed composites a three-phase composition should be considered comprising the polymer matrix, fibers and micropores. The structural analysis of this composite was performed using a Digimat MF commercial code, using the Mori-Tanaka homogenization model. This model is often used in properties predicting heterogeneous materials [20]. In order to perform analyzes the material data for every components and the size of geometric inclusions were transferred to Digimat MF. To verify the results, based on literature data [21], the calculation for composite without foaming was performed. Based on good results agreement the next analysis for variable amount of gas, i.e. 1%, 5% and 9% vol. was performed. The results of the analysis are summarized in the table 2. Analyzing the results one can notice the fact that with pores increasing the noticeable deterioration in the strength properties occurs. The density reduction of products with increasing of gas contents is also observed. The calculated stress-strain composites characteristics for variable contents of gas in elastic range is shown in figure 6. The calculations allowed also to obtain the stiffness matrices for four considered material compositions (Fig. 7).

Fibers and pores orientation in the matrix resulting in the calculation is shown symbolically by means of a representative volume element (RVE) for variable degrees of porosity. During calculation, in order to visualize the orientation of inclusions in the polymer matrix, the actual geometric data for fiber polymer matrix and pores were also used. Based on the analysis of the literature [22, 23] the fiber length equals 0.25 mm and fiber diameter equals 0.001 mm were adopted.

Table 2. Summary of selected properties of analyzed composites calculated by means of homogenization methods

Materials and data source	Young's modulus MPa	Poisson's ratio	Kirchhoff modulus MPa	Density kg/m <sup>3</sup>
Hostacom G2 N01 - literature data [21]	2900	-	-	1040
Hostacom G2 N01 (Mori-Tanaka – homogenisation model)	2778	0.375	1011	1065
Hostacom G2 N01+ 1% of pores (Mori-Tanaka – homogenisation model)	2723	0.373	992	1055
Hostacom G2 N01+ 5% of pores (Mori-Tanaka – homogenisation model)	2515	0.365	922	1012
Hostacom G2 N01+ 9% of pores (Mori-Tanaka – homogenisation model)	2322	0.357	856	970

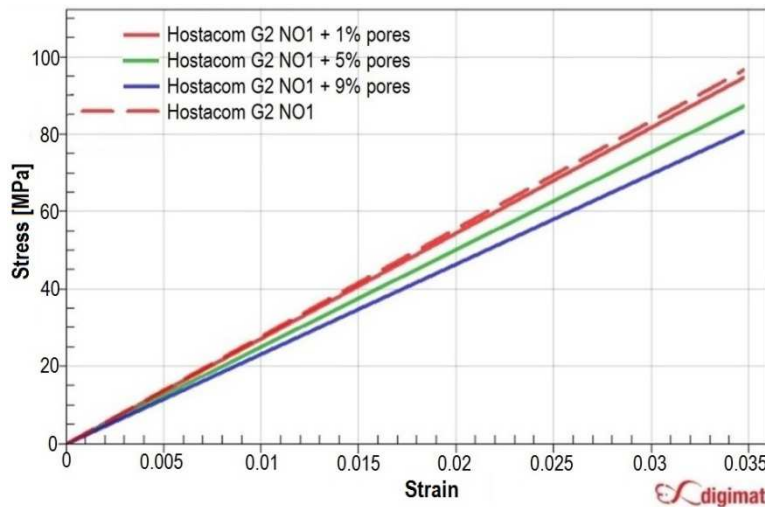


Fig. 6. The stress-strain characteristics for PP-GF composite without and with (1-9)% of pores

Because of the high value of  $L/D$  ratio the spherocylinder geometry of fiber shape was defined. The pore geometry as spherical with a diameter of 0.01 mm was assumed [24]. Due to the complex structure of the composite and the resulting computing problems the specified dimensions of RVE as  $0.27 \times 0.27 \times 0.27$  mm were set - big enough that in each direction was at least one fiber - and small enough to perform the visualization. The visualization results for four composite structures are shown in figure 8.

a)							b)						
	11	22	33	12	23	13		11	22	33	12	23	13
11	5042.6	3021.6	3021.6	0	0	0	11	4891.8	2907.9	2907.9	0	0	0
22	3021.6	5042.6	3021.6	0	0	0	22	2907.9	4891.8	2907.9	0	0	0
33	3021.6	3021.6	5042.6	0	0	0	33	2907.9	2907.9	4891.8	0	0	0
12	0	0	0	1010.5	0	0	12	0	0	0	991.96	0	0
23	0	0	0	0	1010.5	0	23	0	0	0	0	991.96	0
13	0	0	0	0	0	1010.5	13	0	0	0	0	0	991.96

c)							d)						
	11	22	33	12	23	13		11	22	33	12	23	13
11	4322.5	2479.4	2479.4	0	0	0	11	3842.9	2131.9	2131.9	0	0	0
22	2479.4	4322.5	2479.4	0	0	0	22	2131.9	3842.9	2131.9	0	0	0
33	2479.4	2479.4	4322.5	0	0	0	33	2131.9	2131.9	3842.9	0	0	0
12	0	0	0	921.57	0	0	12	0	0	0	855.51	0	0
23	0	0	0	0	921.57	0	23	0	0	0	0	855.51	0
13	0	0	0	0	0	921.57	13	0	0	0	0	0	855.51

Fig. 7. The stiffness matrices for: a) Hostacom G2 N01, b) Hostacom G2 N01 with 1% vol. of pores, c) Hostacom G2 N01 with 5% vol. of the pores, d) Hostacom G2 N01 with 9% vol. of pores

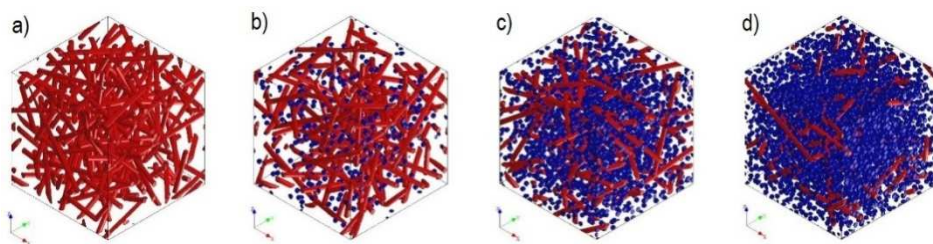


Fig. 8. RVE visualization of PP-GF composite structures: a) without pores, b) for 1% of pores, c) for 5% of pores, d) for 9% of pores

### 6. Strength analysis

Strength analysis was performed in Ansys ver. 14.5 commercial code. Before performing the simulation the boundary conditions were defined. Numerical model of mop base was fixed in wheels mounting places and loaded with extremely adverse force of 200 N applied to the top surface of the mop base (Fig. 9).

In order to use during structural calculation the material data for composite PP-GF, for the cases without and with 1%, 5%, 9% by volume of pores the special Plug-in of Digimat CAE code was implemented inside of Ansys commercial code. As a result of this Plug-in the material the data concerned of Mori-Tanaka homogenization were transformed. Four essential computer evaluations were carried out for variable gas contents (0-9)% vol. Analyzing the results, an increase of mop base deformation with increasing of pores amount in the composite structure is observed (Fig. 10). For composite without pores the maximum deflection is approx. 0.27 mm, whereas for the composite with 9% of pores max. deflection is approx. 3.22 mm (Fig. 11).

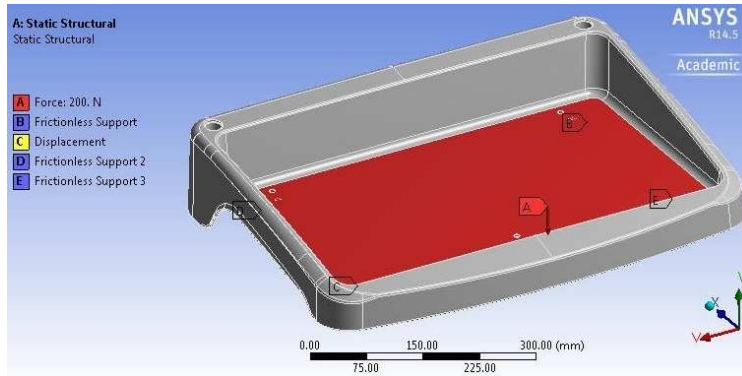


Fig. 9. The loaded surface of mop base with visible supports

## 7. Summary

The numerical analysis of microcellular injection molding process for a usable product made of PP-GF composite was performed. The analysis of results allow to formulate the following conclusions:

- It was found that the increasing number of pores in the composite structure led to increasing the degree of fibers disorientation. This phenomenon results in fibers movement due to the increase of pore volume in their surroundings.
- The strength analysis was carried out taking into account the Mori-Tanaka homogenization model. The high compatibility of strength characteristics for the PP-GF composite in comparison with literature data was found. Based on the satisfactory compliance, strength analysis for variable amount of pores was carried out consecutively. It was found that increasing of pores number in the composite deteriorates its strength properties and reduces density.
- The microstructure visualization of composites for variable number of pores, taking into account realistic dimensions and shape of the phases, was performed.
- The numerical analysis of a product load to extremely unfavorable load conditions taking into account the structure of the material was conducted. Based on these results, it was found that with increasing volume fraction of pores, the product may be subject to greater deformation under load of about 17.5%.

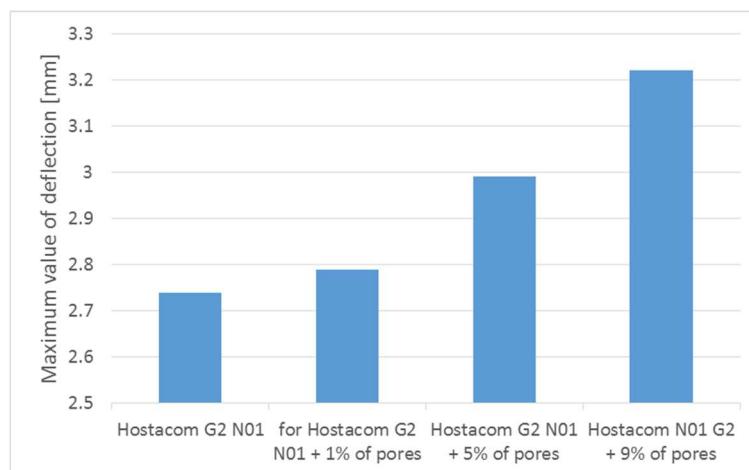


Fig. 10. Maximum deflection value for molded detail with variable content of pores

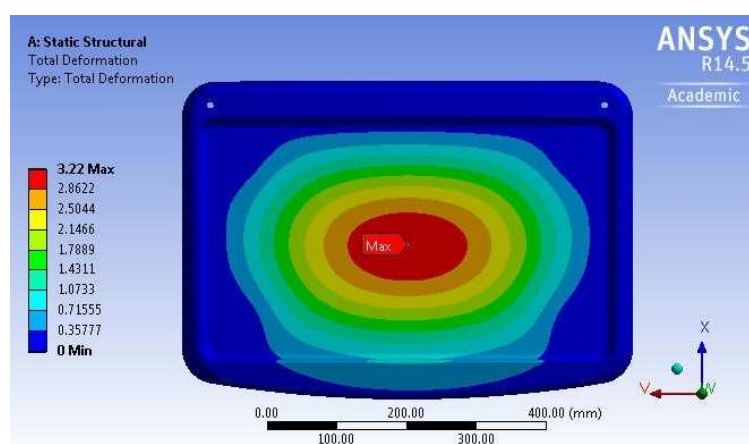


Fig. 11. Deformed areas in the product with maximum deflection value for Hostacom N01 G2 + 9% of pores

## Acknowledgement

The research leading to these results has received funding from the People Programme (Marie Curie International Research Staff Exchange) of the European Union's Seventh Framework Programme FP7/2007-2013/ under REA grant agreement n° PIRSES-GA-2013-610547.

## References

- [1] Bociąga E.: Specjalne metody wtryskiwania tworzyw polimerowych, Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, Warszawa 2008.



- [2] Bociąga E.: Wtryskiwanie mikroporujące (MuCell), [in:] (Koszkul J., Bociąga E.(red.), Postęp w przetwórstwie materiałów polimerowych, CWA Regina Poloniae, Częstochowa 2006.
- [3] Garbacz T.: Struktura i właściwości porowatych wytworów wtryskiwanych, *Polimery*, 58 (2013) 295-303.
- [4] Bociąga E., Palutkiewicz P.: Wtryskiwanie mikroporujące, *Przetwórstwo Tworzyw*, 19 (2013) 309-317.
- [5] Steinbichler G.: Nowa technologia spieniania drobnokomórkowego wyprasek - MuCell. Technologie wtryskiwania, jakość i efektywność, Wydawnictwo Plastech, Warszawa 2000.
- [6] Macyszyn J., Kozłowski M.: Tworzywa termoplastyczne o strukturze komórkowej, <http://www.eko-dok.pl/2012/40.pdf> (access: 01.01.2017r.)
- [7] Bieliński, M.: Techniki porowania tworzyw termoplastycznych, Wydawnictwo Uczelniane Akademii Techniczno-Rolniczej, Bydgoszcz 2004.
- [8] Guanghong H., Yu W.: Microcellular Foam Injection Molding Process. Some Critical Issues for Injection Molding, In Tech, Shanghai 2012.
- [9] Bravo V.L., Hrymak A.N.: Nozzle injection of physical blowing agents in the injection molding of microcellular foams, *Int. Polymer Processing*, 20 (2005) 149-156.
- [10] Osswald T., Turng L., Gramann P.: Injection molding handbook, Hanser-Gardner, Cincinnati 2001.
- [11] Hwang S., Chen S., Chung M.: Study on the mechanical properties of microcellular injection molded parts, *ANTEC Conf. Proc.*, 2 (2005) 776-780.
- [12] Palutkiewicz P., Wawrzyniak J.: Wpływ warunków uplastyczniania na właściwości i strukturę wyprasek z PE-HD z poroforem, *Przetwórstwo Tworzyw*, 18 (2012) 489-494.
- [13] Palutkiewicz P.: Symulacje komputerowe procesu wtryskiwania porującego, *Polimery*, 60 (2015) 132-143.
- [14] Ogierman W., Kokot G.: Mean field homogenization in multi-scale modelling of composite materials, *J. Achievements Mat. Manuf. Eng.*, 61 (2013) 343-348.
- [15] DIGIMAT software documentation, e-Xstream engineering, 2015.
- [16] Mori T., Tanaka K.: Average stress in the matrix and average elastic energy of materials with misfitting inclusions, *Acta Metallurgica*, 21 (1973) 571-574.
- [17] Gajdoš I., Duleba B., Spišák E., Greškovič F., Dulebová L.: Optimization of injection molding process by DOE, *Hutnik*, 81 (2014) 470-475.
- [18] Błędzki A.K., Faruk O., Kirschling H., Kühn J., Jaszkiwicz A.: Microcellular polymers and composites, *Polimery*, 10 (2006) 697-703.
- [19] Ameli A., Jung P.U., Park C.B.: Electrical properties and electromagnetic interference shielding effectiveness of polypropylene/carbon fiber composite foams, *Carbon*, 60 (2013) 379-391.
- [20] Frącz W., Janowski G.: Zaawansowana analiza wytrzymałościowa wypraski z kompozytu WPC z uwzględnieniem powtryskowej orientacji włókien w osnowie polimerowej, *Mechanik*, 7 (2016) 628-630.
- [21] Maier C., Calafut T.: Polypropylene: the definitive user's guide and databook, William Andrew, Norwich 1998.

- [22] Ayadi A., Nouri H., Guessasma S., Roger F.: Determination of orthotropic properties of glass fibre reinforced thermoplastics using X-ray tomography and multiscale finite element computation, *Composite Structures*, 136 (2016) 635-649.
- [23] Mayer P., Kaczmar J.W.: Właściwości i zastosowania włókien węglowych i szklanych, *Tworzywa sztuczne i chemia*, 6 (2008), 52-56.
- [24] Kramschuster A., Cavitt R., Ermer D., Chen Z., Turng L.S.: Quantitative study of shrinkage and warpage behavior for microcellular and conventional injection molding, *Polymer Eng. Sci.*, 45 (2005) 1408-1418.

## **WYBRANE ASPEKTY FORMOWANIA ORAZ WYTRZYMAŁOŚCI POLIMEROWYCH KOMPOZYTÓW POROWATYCH W OPARCIU O SYMULACJE NUMERYCZNE**

### **Streszczenie**

W pracy przeprowadzono symulacje numeryczne procesu wtryskiwania z mikroporowaniem wypraski z kompozytu polimerowego z włóknem szklanym dla zmiennej zawartości objętościowej porów. W celu oceny wytrzymałościowej trójfazowej struktury kompozytu (matryca polipropylenowa PP, 20% wag. włókien szklanych WS oraz 1-9% obj. porów) wykonano analizę mikrostrukturalną oraz przeprowadzono obliczenia wytrzymałościowe z użyciem modelu homogenizacji Mori-Tanaka. Analizowany wytwór (element mopa przemysłowego) poddano symulacji obciążenia w programie Ansys 14.5, określając wpływ zmiennego stopnia porowania na jego właściwości wytrzymałościowe. Ponadto w pracy przedstawiono wizualizację prognozowanej mikrostruktury dla kompozycji przy zmiennym stopniu porowatości kompozytu.

**Słowa kluczowe:** kompozyty mikroporowate, symulacje numeryczne, Digimat, Ansys, homogenizacja metodą Mori-Tanaka

DOI: 10.7862/rm.2017.03

*Otrzymano/received: 14.02.2017*

*Zaakceptowano/accepted: 11.03.2017*



Adam JAROSZEWICZ<sup>1</sup>

## ANALIZA MOŻLIWOŚCI WYKORZYSTANIA OGNIWA PALIWOWEGO SOFC JAKO POMOCNICZEJ JEDNOSTKI MOCY APU DLA WSPÓŁCZESNEGO SAMOŁOTU PASAŻERSKIEGO

Współczesne samoloty pasażerskie należą do czołówki najbardziej niezawodnych i bezpiecznych środków transportu publicznego. Samoloty te certyfikowane są m.in. normą ETOPS (Extended range Twin Operations) zezwalającą dwusilnikowym samolotom pasażerskim operować na trasach długodystansowych, wcześniej niedostępnych dla maszyn o takiej liczbie silników. Norma ETOPS wymaga jednak zastosowania na pokładzie dwusilnikowego samolotu pasażerskiego dodatkowych, awaryjnych źródeł zasilania energią elektryczną, pneumatyczną i hydrauliczną, kompensujących (częściowo) spadek wydajności pokładowych systemów energetycznych przy niesprawności jednego z silników i systemów z nimi powiązanych. W artykule przeprowadzono analizę wykorzystania różnych typów ogniwo paliwowych w technice lotniczej oraz przedstawiono projekt wstępny pomocniczej jednostki mocy APU, wykorzystującej ogniwo paliwowe SOFC (Solid Oxide Fuel Cell), przeznaczonej dla (awaryjnego) zasilania energią elektryczną samolotu pasażerskiego w koncepcji „More Electric Aircraft”.

**Słowa kluczowe:** samolot pasażerski, pomocnicza jednostka mocy, More Electric Aircraft, ogniwo paliwowe, SOFC - Solid Oxide Fuel Cell

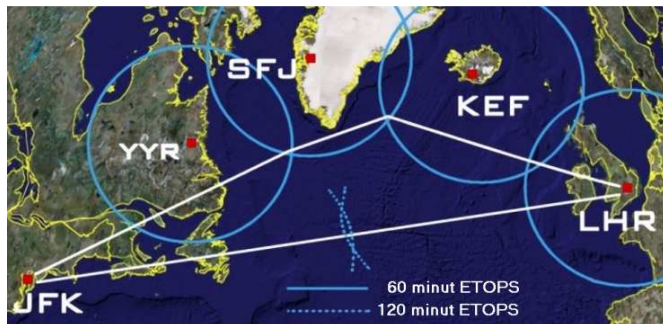
### 1. Wstęp

Współczesny samolot pasażerski stanowi przykład jednego z najbardziej zaawansowanych wytworów myśli ludzkiej. Dynamiczny rozwój technologiczny obejmujący m.in. lotnicze zespoły napędowe oraz pokładowe źródła energii elektrycznej, umożliwił budowę i wprowadzenie na trasy długodystansowe dwusilnikowych samolotów pasażerskich. Niesprawność jednego silnika dla dwusilnikowego samolotu pasażerskiego to nie tylko ograniczenie czy też niesymetria ciągu a także spadek mocy generowanej przez źródła energii elektrycznej, pneumatycznej czy też hydraulicznej [1]. Na początku lat 50 XX w. do

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Adam Jaroszewicz, Politechnika Wrocławska, 50-370 Wrocław: Wybrzeże Wyspiańskiego 27, tel.: 71 320 44 52, e-mail: adam.jaroszewicz@pwr.edu.pl

lotnictwa pasażerskiego dla dwusilnikowych samolotów pasażerskich z napędem odrzutowym (m.in. De Havilland Comet, Boeing 707) wprowadzono tzw. „zasadę 60 minut” [11]. Zasada ta wymagała od przewoźników lotniczych takiego planowania trasy przelotu samolotu pasażerskiego pomiędzy lotniskami docelowymi, aby trasa ta nie była oddalona bardziej niż 60 minut lotu od najbliższego lotniska, dającego możliwość bezpiecznego lądowania w sytuacjach awaryjnych. Zasada ta przerodziła się w latach 80 XX w. w normę, która funkcjonuje do dziś w nieco zmienionej formie, zwana normą (certyfikatem) ETOPS (Rys. 1).



Rys. 1. Trasa lotu samolotów pasażerskich pomiędzy lotniskami JFK a LHR dla samolotów: z ETOPS 60 / ETOPS 120

Fig. 1. Air route of passenger aircrafts between JFK and LHR airports for aircrafts with ETOPS 60 / ETOPS 120

Norma ETOPS wymaga zastosowania na pokładzie dwusilnikowego samolotu pasażerskiego dodatkowych, awaryjnych źródeł zasilania energią elektryczną, pneumatyczną i hydrauliczną, kompensujących (częściowo) spadek wydajności pokładowych systemów energetycznych przy niesprawności jednego z silników i systemów z nimi powiązanych. Współcześnie na pokładach samolotów pasażerskich budowanych w technologii „konwencjonalnej” jak i „More Electric Aircraft” wykorzystywane są m.in.: pomocnicze jednostki mocy APU (*Auxiliary Power Unit*) (energia elektryczna/hydrauliczna/pneumatyczna), turbiny napędzane powietrzem naporowym RAT (*Ram Air Turbine*) (energia elektryczna/hydrauliczna) [2].

## 2. Projekt wstępny pomocniczej jednostki mocy APU z wykorzystaniem ogniwa paliwowego SOFC

W 2014 r. 25 332 samoloty pasażerskie (cargo) należące do 1397 komercyjnych linii lotniczych wykonały ponad  $37,4 \cdot 10^6$  lotów (102 465 lotów dziennie) spalając około  $273 \cdot 10^9$  litrów ( $\text{dm}^3$ ) paliwa lotniczego. Dla przykładu: samolot pasażerski Boeing 777-200ER przy masie startowej 242 tony dla pokona-

nia trasy lotniczej o długości 14 260 km (max. zasięg wersji B 777-200ER) wymaga około 100 000 dm<sup>3</sup> paliwa lotniczego (około 85 000 kg) Jet A1, zaś zabudowana na pokładzie pomocnicza jednostka mocy APU (Honeywell's 331-500 APU) do operacji lotniskowych (m.in. rozruch silników, zasilanie instalacji ECS przy niepracujących silnikach samolotu,) pobiera ok. 1000 dm<sup>3</sup> (850kg) paliwa Jet A1 na jeden lot. W największych lotniczych silnikach tłokowych z okresu II wojny światowej przepływ powietrza nie przekraczał 2÷3 kg/s, a wiele wdrażanych współcześnie silników turboodrzutowych do napędu współczesnych samolotów pasażerskich cechuje zapotrzebowanie powietrza na wlocie (*Air Mass Flow*) przekraczające 1000 kg/s.

W ciągu pięciu pierwszych minut startu i wznoszenia samolotu pasażerskiego z napędem turboodrzutowym, strumień otaczającego powietrza o objętości często przekraczającej 300 000 m<sup>3</sup> jest przyspieszany do prędkości osiągającej 300 m/s, zaś strumień gazów wylotowych o objętości około 75 000 m<sup>3</sup> jest przyspieszany do prędkości około 600 m/s wytwarzając jednocześnie blisko 3000 kg CO<sub>2</sub> i turbulizując znaczne objętości powietrza w strefie pasów startowych lotnisk i ich przestrzennych przedłużeniach.

Konwencjonalna pomocnicza jednostka mocy APU na współczesnym samolocie pasażerskim (np. Honeywell's 331-500 APU - Boeing 777) emituje do atmosfery w czasie jednego lotu (głównie operacje lotniskowe) około 5,3 kg NO<sub>x</sub>, 6,2 kg CO<sub>2</sub> i około 0,4 kg UHCs (niespalone węglowodory). Reasumując, współcześnie lotnictwo emituje około 3% całej emisji gazów cieplarnianych wytwarzanych na całym świecie, z tendencją wzrostową (około 4 % - 2030), zaś całkowity wpływ lotnictwa na klimat jest trzy - cztery razy większy niż wynika to z samej emisji CO<sub>2</sub> [3, 9]

Uwzględniając fakt dynamicznego wzrostu liczby lotniczych przewozów pasażerskich, ograniczenie emisji gazów cieplarnianych przez lotnictwo pasażerskie należy szukać głównie we wdrażaniu nowych modernizacji istniejących technologii w dziedzinie napędów i systemów pokładowych samolotów pasażerskich poprzez m.in. wprowadzanie do eksploatacji nowoczesnych silników turbowentylatorowych, a także modernizacji wybranych systemów pokładowych samolotów pasażerskich MEA [5].

Modernizacja lotniczych silników turbowentylatorowych mająca na celu m.in. zmniejszenie zużycia paliwa, ograniczenie poziomu generowanego hałasu czy też redukcji emisji CO<sub>2</sub> i NO<sub>x</sub>, realizowana m.in. poprzez wprowadzenie nowych materiałów konstrukcyjnych pozwalających na wzrost temperatury spalania przed turbiną i sprężu, prowadzi do zauważalnego wzrostu emisji NO<sub>x</sub> w gazach wylotowych. Rozwój samolotów pasażerskich MEA, a w okresie najbliższych 20÷30 lat AEA (*All Electric Aircraft*), ma się przyczynić się do znacznej redukcji emisji CO<sub>2</sub> i NO<sub>x</sub>, a także masy samego samolotu [19].

Nowe samoloty MEA będą bardziej energooszczędne, mające mniejszy wpływ na środowisko i tańsze w eksploatacji. Boeing 787, pierwszy samolot pasażerski zbudowany zgodnie z założeniami MEA, posiada jako pierwszy w tej

klasie samolotów, rozruszniki elektryczne silników lotniczych. Fakt ten umożliwił znaczną modernizację instalacji pneumatycznej samolotu, eliminując konieczność poboru energii pneumatycznej z APU do rozruchu silników lotniczych [6, 12].

Zasadniczy wpływ na stopień zanieczyszczenia powietrza w rejonach portów lotniczych ma czas trwania tzw. operacji lotniskowych, szczególnie związanych z kołowaniem samolotu pasażerskiego tzw. *Taxi-out Time*. Szacuje się, że tzw. emisja naziemna silników samolotów (APU) w obszarze portu lotniczego (operacje lotniskowe) stanowi ponad 20% zanieczyszczeń powietrza, wytwarzanych przez współczesne lotnictwo. Zastosowanie rozruszników elektrycznych silników lotniczych zamiast rozruszników pneumatycznych znacznie upraszcza budowę instalacji rozruchu silników lotniczych pozwalając na zastąpienie „konwencjonalnej” wersji APU, pomocniczą jednostką mocy wytwarzającą tylko energię elektryczną np. ogniwo paliwowe. Ogniwo paliwowe (o.p.) jest urządzeniem do elektrochemicznej konwersji energii, w którym następuje przemiana energii chemicznej na energię elektryczną/cieplną przez dwie odseparowane od siebie reakcje elektrochemiczne - reakcję utleniania (paliwo - anoda) i redukcji (utleniacz - katoda) [15].

Paliwem dla o.p. najczęściej jest gazowy wodór (doprowadzany w sposób ciągły do elektrody ujemnej - anody), zaś utleniaczem powietrze lub w zastosowaniach specjalnych gazowy tlen (doprowadzany w sposób ciągły do elektrody dodatniej - katody). Teoretycznie, dowolna substancja zdolna do utleniania chemicznego doprowadzana w sposób ciągły do anody, może być używana jako paliwo dla o.p. (Tab. 1) [4]. Ogniwo paliwowe posiada budowę wewnętrzną i cechy zbliżone do baterii galwanicznych, lecz różni się od nich pod wieloma względami:

- akumulator jest urządzeniem magazynującym energię, gdzie maksymalna ilość zgromadzonej energii zależy od ilości reagenta znajdującego się w akumulatorze,
- akumulator przestanie wytwarzać energię elektryczną po zużyciu reagentów (proces rozładowania), zaś do ponownego jego użycia koniecznym jest doprowadzenie energii do akumulatora z zewnętrznego źródła (proces ładowania),
- ogniwo paliwowe ma możliwość wytwarzania energii elektrycznej w sposób ciągły, o ile paliwo i utleniacz są dostarczane „non stop” do elektrod,
- ogniwo paliwowe zasilane wodorem i tlenem praktycznie nie produkuje żadnych zanieczyszczeń przy bezgłośnej pracy, produktem ubocznym jest woda (para wodna) i w niektórych typach gaz syntezowy,
- ogniwo paliwowe samoczynnie dobiera ilość doprowadzanego paliwa (np. wodór, metan) i reguluje odpowiednią ilość utleniacza (np. tlen).

Zastosowanie ogniwa paliwowego w pomocniczej jednostce mocy APU pozwoli praktycznie wyeliminować emisję  $\text{NO}_x$  i ograniczyć emisję  $\text{CO}_2$  o ponad 50%, zaś przy wykorzystaniu jako paliwa czystego wodoru lub biopaliw,

praktycznie o 100% (Rys. 2). Standardowe ogniwo paliwowe składa się z pojemnika zawierającego elektrody (katoda i anoda) oraz elektrolitu, w którym zanurzona jest półprzepuszczalna membrana/separator [18]. Elektrolit, którego rodzaj określa typ ogniwa, może występować w stanie ciekłym lub stałym, paliwem jest w większości przypadków gazowy wodór (metanol, metan...) zaś utleniaczem, gazowy tlen (powietrze). Podstawą klasyfikacji ogniw paliwowych są dwa zasadnicze kryteria - rodzaj elektrolitu oraz temperatura pracy. W zależności od rodzaju elektrolitu wyróżniamy ogniwa: alkaliczne, polimerowe, z bezpośrednim utlenianiem metanolu, z kwasem fosforowym, węglanowe, tlenkowo-ceramiczne. W zależności od temperatury pracy wyróżniamy ogniwa:

- o.p. niskotemperaturowe ( $25 \div 120^{\circ}\text{C}$ ),
- o.p. średnotemperaturowe ( $120 \div 500^{\circ}\text{C}$ ),
- o.p. wysokotemperaturowe ( $500 \div 1000^{\circ}\text{C}$ ).

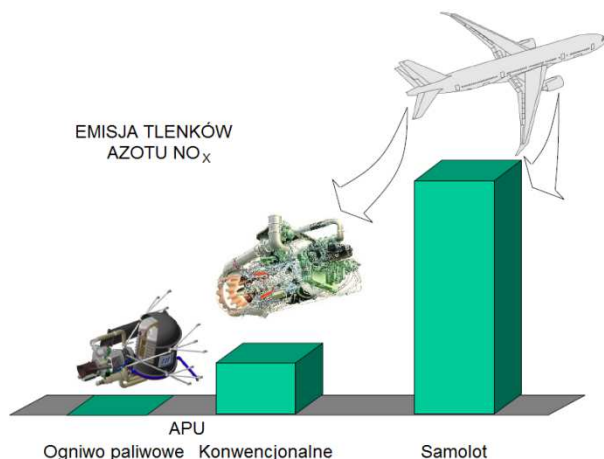
Zaletą ogniw paliwowych jest przeszło dwukrotnie większa sprawność konwersji energii chemicznej na energię elektryczną ( $\eta \geq 40\%$ ) w porównaniu do konwencjonalnego układu: silnik turbinowy/generator energii elektrycznej. Podstawowym paliwem dla ogniwa paliwowego jest wodór lub tzw. paliwo wodoronośne (np.  $\text{CH}_4$ ), co przy wykorzystaniu ogniwa paliwowego jako FC-APU, stwarza konieczność zgromadzenia lub wytworzenia niezbędnych ilości wodoru/paliwa wodoronośnego na pokładzie samolotu pasażerskiego.

Tabela 1. Wybrane parametry fizyko-chemiczne wybranych ogniw paliwowych

Table 1. Selected physico-chemical parameters of selected fuel cells

Typ ogniwa	Elektrolit	Temperatura pracy [°C]	Sprawność elektryczna [%]	Paliwo
AFC (Alkaline Fuel Cell)	Roztwór KOH / NaOH	65 ÷ 220	30 ÷ 40	H <sub>2</sub>
PEMFC (Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell)	Polimerowa membrana jonowymienna	65 ÷ 200	30 ÷ 45	H <sub>2</sub> , CH <sub>3</sub> OH
DMFC (Direct Methanol Fuel Cell)	Polimerowa membrana jonowymienna	60 ÷ 120	35 ÷ 40	CH <sub>3</sub> OH
PAFC (Phosphoric Acid Fuel Cell)	Kwas fosforowy	200 ÷ 220	35 ÷ 40	H <sub>2</sub>
MCFC (Molten Carbonate Fuel Cell)	Stopiony węglan litu i potasu	620 ÷ 650	50 ÷ 60	H <sub>2</sub> , CH <sub>4</sub> , CO
SOFC (Solid Oxide Fuel Cell)	Ceramika tlenkowa (itr, cyrkon)	800 ÷ 1000	45 ÷ 65	H <sub>2</sub> , CH <sub>4</sub> , CO





Rys. 2. Porównanie poziomów emisji  $\text{NO}_x$  przez silniki samolotu pasażerskiego, silnik APU i ogniwo paliwowe

Fig. 2. Comparison of  $\text{NO}_x$  emission levels from passenger aircraft engines, APU engine and fuel cell

Współcześnie, pod uwagę brane są dwie metody pozyskiwania paliwa dla FC-APU na pokładzie samolotu pasażerskiego:

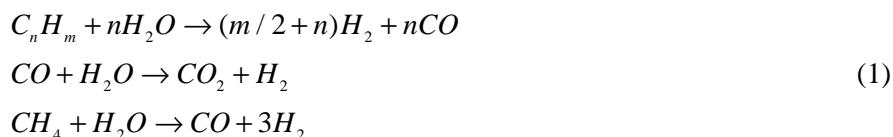
- zabudowa na pokładzie samolotu zbiorników ciśnieniowych przeznaczonych do przechowywania paliwa wodorowego w postaci płynnej / gazowej,
- Wykorzystanie dla FC-APU ogniw paliwowych, które jako paliwa wymagają paliwa wodoronośnego (np. metan, metanol), możliwego do otrzymania na pokładzie samolotu pasażerskiego np. z paliwa lotniczego w procesie reformingu parowego (procesor paliwowy).

Porównując czyste paliwo wodorowe z paliwem lotniczym, można stwierdzić, że zasadniczy problem tkwi w samym paliwie wodorowym, które mimo że zawiera 2.6 razy więcej energii na jednostkę masy niż paliwo lotnicze, to jednak zawiera 4 razy mniej energii na jednostkę objętości niż to samo paliwo (wodór gazowy ma bardzo małą gęstość energetyczną w stosunku do objętości). Aby wodór mógł spełniać rolę paliwa należy go skroplić, schładzając do temperatury  $252,8^\circ\text{C}$  i utrzymując go w tym stanie w specjalnie izolowanych zbiornikach. Zasilanie ogniw paliwowych czystym wodorem (zamiast pokładowego systemu reformingu i odpowiedniej technologii ogniw paliwowych) uprości cały łańcuch procesów wytwarzania paliwa na pokładzie samolotu pasażerskiego, jednakże zastosowanie „drugiego” paliwa dla systemów energetycznych statku powietrznego wymaga budowy odpowiedniej infrastruktury lotniskowej dla przechowywania i dystrybucji paliwa wodorowego na pokład samolotu. Dodatkowo, jednym z zasadniczych założeń koncepcji MEA oprócz dążenia do minimalizacji liczby różnych systemów energetycznych jest także unikanie wykorzystywania różnych paliw w instalacjach energetycznych samolotu [16, 17].

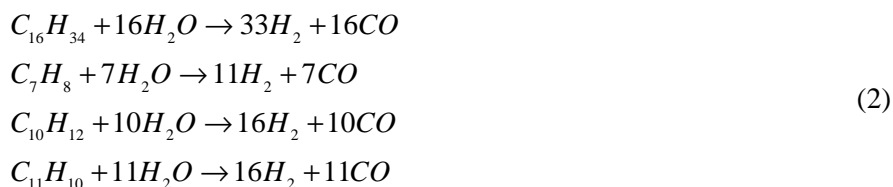
Tym samym można stwierdzić, że najbardziej wskazanym rozwiązaniem jest wykorzystanie paliwa lotniczego, jako paliwa pierwotnego do wytworzenia na pokładzie samolotu pasażerskiego paliwa wodoronośnego (metan, metanol) do zasilania FC-APU. Wodór można wytwarzać z substancji zawierających węgiel, takich jak węglowodory (paliwa lotnicze) lub alkohole za pomocą procesora paliwowego. Procesor paliwowy składa się z reformera (reaktor do reformingu – rzeczywisty etap otrzymywania wodoru) i systemów oczyszczania paliwa wodorowego (głównie ze związków siarki). Skład elementarny dwóch podstawowych paliw lotniczych: benzyny lotniczej i nafty lotniczej jest dość podobny i zawiera: C = 84÷87%, H = 13÷16% [7]. Pozyskiwanie paliwa wodorowego dla ogniwa paliwowego na drodze reformingu węglowodorów oparte jest na reformingu parowym oraz częściowym utlenianiu.

Reforming parowy węglowodorów przeprowadza się, przepuszczając mieszaninę par surowca węglowodorowego (np. paliwo lotnicze) i pary wodnej przez np. ceramiczny katalizator wzbogacony niklem. Skład chemiczny paliw lotniczych to tysiące różnych związków i dodatków zawierających śladowe ilości także innych pierwiastków, jednakże z chemicznego punktu widzenia paliwa te składają się głównie (wagowo) z czterech głównych związków chemicznych: heksadekan  $C_{16}H_{34}$  (~70%), toluen  $C_7H_8$  (~15%), tetralina  $C_{10}H_{12}$  (~10%) i metylonaftalen  $C_{11}H_{10}$  (~5%) [7, 8].

Podstawowe reakcje konwersji parowej wyższych węglowodorów parą wodną są reakcjami silnie endotermicznymi, do ich przebiegu konieczne jest dostarczenie energii cieplnej z zewnątrz. W przedziale temperatur 750÷1100°C wyższe węglowodory są przekształcane bezpośrednio w metan, wodór i węgiel, bez produktów pośrednich według reakcji reformingu parowego [22],

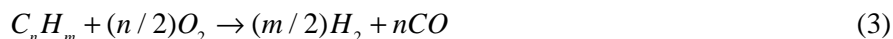


co dla głównych związków składowych paliwa lotniczego, przedstawia się:

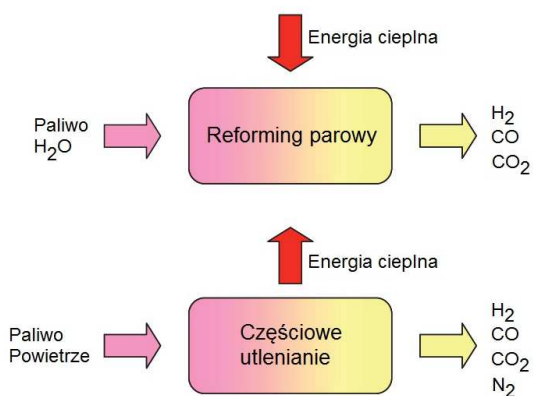


Otrzymywany w procesie reformingu parowego tzw. gaz syntezowy to głównie mieszanina CO i  $H_2$  ( $\geq 80\%$  obj.) oraz dodatki:  $CO_2$ ,  $CH_4$  i  $H_2O$ . Tlenek węgla stanowi dla większości ogniw paliwowych (oprócz MCFC i SOFC) związek silnie toksyczny, uszkadzający elektrody ogniwa paliwowego, w szczegól-

ności katalizatory platynowe. Utlenianie tlenku węgla i odseparowanie tak otrzymanego dwutlenku węgla od wyprodukowanego wodoru następuje np. na drodze adsorpcji zmiennociśnieniowej PSA [13, 22]. Częściowe utlenianie węglowodorów przeprowadza się, przepuszczając mieszaninę par surowca węglowodorowego i pary wodnej z niewystarczającą do spalenia ilością tlenu przez np. ceramiczny katalizator. W przedziale temperatur  $1250\div 1600^\circ\text{C}$  wyższe węglowodory są przekształcane bezpośrednio w metan, wodór i węgiel, według reakcji częściowego utleniania opisywanych, jako:



Podstawowe reakcje częściowego utleniania wyższych węglowodorów tlenem są reakcjami silnie egzotermicznymi. Otrzymywany w procesie częściowego utlenienia tzw. gaz syntezowy ma odmienny skład niż w przypadku reformingu parowego, zawiera mniej  $H_2$  i  $CH_4$  oraz dodatkowo  $CO$ ,  $CO_2$ ,  $H_2S$ ,  $Ar$  oraz  $N_2$ . Usunięcie zanieczyszczeń przeprowadza się podobnie jak w przypadku reformingu parowego na drodze m.in. adsorpcji zmiennociśnieniowej PSA (Rys. 3).



Rys. 3. Porównanie dwóch procesów pozyskiwania wodoru z paliwa lotniczego

Fig. 3. Comparison of two processes of hydrogen generation from aircraft fuel

Dodatkowym zanieczyszczeniem zawartym w gazie syntezowym, bardzo szkodliwym dla pracy ogniw paliwowych, są związki siarki ( $H_2S$ ,  $COS$ ). Komercyjnie dostępne paliwa lotnicze np. Jet A-1 zawierają mniej niż 1000 ppmw (*Parts Per Million by Weight*) związków siarki, dopuszczalna tolerancja na zawartość związków siarki dla ogniw paliwowych nie przekracza 50 ppmw (PAFC), 1 ppmw (SOFC) czy też 0,1 ppmw (PEMFC) [19, 20]. W ogniwach paliwowych MCFC i SOFC siarka reaguje z niklowym katalizatorem anody, zaś w PEMFC nieodwracalnie uszkadza platynowy katalizator anody, co skutkuje

szybkim spadkiem wydajności ogniwa przy zawartości związków siarki w paliwie wodoronośnym już powyżej 0,1 ppmw.

Usuwanie związków siarki z gazu syntezowego jest realizowane zazwyczaj w procesie dwuetapowym:

- uwodorowienie COS i innych związków siarki do H<sub>2</sub>S (katalizator Co-Mo - temperatura 80°C),
- usunięcie H<sub>2</sub>S poprzez zaadsorbowanie z wykorzystaniem MDEA (2-metylodietanoloamina) - redukcja zawartości siarki do 20 ppmw,
- wysokotemperaturowe usuwanie związków siarki poprzez reakcję z ZnO (temperatura 300°C) - redukcja zawartości siarki poniżej 10 ppmw.



Powyższe procesy stosowane w systemach naziemnych umożliwiają uzyskanie paliwa wodoronośnego o zawartości wodoru powyżej 98% przy znikomej zawartości zanieczyszczeń, jednakże stopień złożoności technologicznej, związane z tym rozmiary oraz koszty budowy instalacji, praktycznie eliminują wykorzystanie jej w takiej postaci na pokładzie samolotu pasażerskiego. Modyfikacja procesora paliwowego poprzez eliminację procesu adsorpcji zmiennociśnieniowej PSA umożliwia implementację procesora na pokład samolotu pasażerskiego, kosztem obniżenia jakości paliwa wodoronośnego (obniżone stężenie wodoru, zwiększona zawartość CO i CH<sub>4</sub>) [5]. Zasadnicze wymagania, jakie musi spełnić ogniwo paliwowe pracujące, jako APU na pokładzie samolotu pasażerskiego, to [10, 14]:

- bardzo wysoka niezawodność i bezpieczeństwo, długi czas pracy (> 10 000 godzin),
- niska waga, wysoka moc właściwa, mała objętość,
- wysoka tolerancja na cykliczne zmiany temperatury, wstrząsy, wibracje, zmiany położenia przestrzennego, przyspieszenia, itp., a także na zanieczyszczenia paliwa,
- bezawaryjna praca przy wilgotności względnej do 100%, na wysokościach przelotowych (0÷18 000 m), gdy temperatura otaczającego powietrza osiąga wartości poniżej 60°C, a cząstkowe ciśnienie tlenu wynosi jedynie około 20% wartości na poziomie morza,
- możliwość ciągłej pracy w czasie trwania lotu, celem zapewnienia „dodatkowej energii elektrycznej” dla odbiorników pokładowych przy niesprawności np. jednej z prądnic prądu przemiennego.

Uwzględniając powyższe ograniczenia praktycznie jedynymi typami ogniwa paliwowych możliwymi do zastosowania jako APU na pokładach samolotów pasażerskich są o.p.: PEMFC i SOFC. Temperatura pracy ogniwa PEMFC nie przekracza 120°C, zaś ogniwa SOFC osiąga wartości prawie 10 krotnie wyższe

(800÷1000°C). Bardzo wysoka temperatura pracy SOFC w porównaniu z innymi typami ogniwi paliwowych, pozwala na wykorzystanie paliwa wodoronośnego „gorszej jakości” zanieczyszczonego tlenkiem węgla i związkami siarki. Wysoka temperatura spalin (750÷800°C) pozwala na dalsze wykorzystanie ciepła reakcji elektrochemicznej (ciepło odpadowe) do reformingu paliwa lotniczego, a także m.in. dla systemów klimatyzacji kabin czy systemów przeciwołdzeniowych. Dodatkowo spaliny o.p. SOFC mogą być wykorzystane do „napędu” turbiny współpracującej z o.p. SOFC (*Hybrid SOFC*), która napędzając sprężarkę, umożliwia „sprężenie” rozrzedzonego powietrza zewnętrznego na wysokościach przelotowych na potrzeby zasilania powietrzem o.p.

Zaletami o.p. PEMFC są m.in. niska temperatura pracy, wysoki stopień „rozwoju” technologicznego (w porównaniu z SOFC) a także krótki czas rozruchu, jednakże ogniwa paliwowe tego typu są bardziej „wrażliwe” na zanieczyszczenia paliwa wodoronośnego, głównie przez CO. Ogniwa paliwowe SOFC nie emitują praktycznie żadnych związków NO<sub>x</sub> podczas pracy, a także poprzez zastosowanie stałotlenkowego elektrolitu (nie zawierającego H<sub>2</sub>O) nie wymagają instalacji nawilżających. Sprawność konwersji energii w o.p. PEMFC nie przekracza 45%, w SOFC pracującym jako samodzielna jednostka powyżej 50%, zaś dla SOFC pracującym w układzie hybrydowym (wraz z turbiną) przekracza 60%.

Minimalny czas uruchomienia turbinowego APU nie powinien przekraczać 45÷120 s (dla poboru energii elektrycznej) oraz 180÷360 s w przypadku odbioru energii pneumatycznej. Opóźnienie, szczególnie przy poborze energii pneumatycznej, wynika z konieczności „rozgrzania silnika turbinowego APU”, pobór powietrza z za sprężarki APU zwiększa temperaturę gazów wylotowych, co przy „zimnym” APU grozi „przeegraniem” łopatek turbiny silnika turbinowego APU (ograniczenie obciążeń termicznych APU). Zasadniczym problemem w przypadku wykorzystania o.p. jako FC-APU jest bardzo długi, w porównaniu z turbinowym APU, czas rozruchu (Tab. 2) wymagany do osiągnięcia przez o.p. temperatury nominalnej. Badania prowadzone przez firmę Boeing przy projekcie FC-APU SOFC potwierdziły w rozwiązaniach doświadczalnych minimalny czas rozruchu FC-APU dochodzący do 40 minut, co jest zasadniczą wadą tego typu rozwiązań. Czas ten jest stanowczo za długi, podtrzymanie zasilania wybranych odbiorników pokładowych przy awarii źródeł zasadniczych energii elektrycznej na pokładzie współczesnego samolotu pasażerskiego przez akumulatory pokładowe nie przekracza 30 minut, z uwzględnieniem 5 minut na opóźnienie reakcji załogi, czyli czasu od chwili rozpoczęcia wyłączenia zbędnych odbiorników energii. Jedynym akceptowalnym rozwiązaniem, wydaje się być praca FC-APU przez cały czas lotu na „tzw. biegu jałowym”, przy minimalnym zużyciu paliwa, pozwalająca osiągać w sytuacji szczególnej moc nominalną w czasie kilkunastu do kilkudziesięciu sekund.

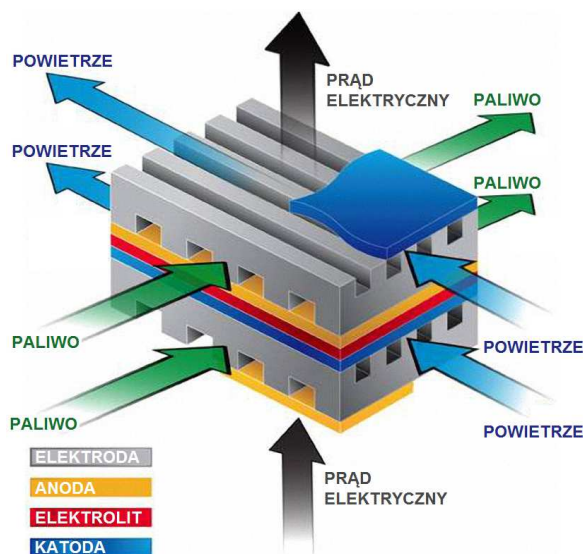
Ogniwo paliwowe SOFC podczas pracy wytwarza energię elektryczną, ciepłą i spaliny (gaz syntezowy) zawierające głównie CO<sub>2</sub> i H<sub>2</sub>O (Rys. 4). Wy-

soka temperatura spalin ( $T > 800^{\circ}\text{C}$ ) pozwala na wykorzystanie energii cieplnej do napędu turbiny gazowej, połączonej wspólnym napędem ze sprężarką i dodatkowym generatorem/rozsuszniakiem.

Tabela 2. Wybrane parametry ogniw paliwowych PEMFC i SOFC

Table 2. Selected parameters of fuels cells PEMFC and SOFC

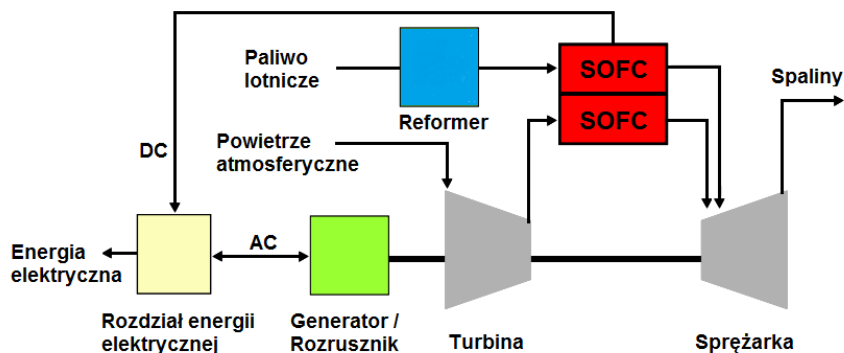
Parametr	PEMFC	SOFC
Sprawność o.p.	35-45 %	> 50%
Temperatura pracy	< 100°C	800÷1000°C
Tolerancja na CO	Uszkodzenie katalizatora / Zmniejszenie wydajności	Jako paliwo
Czas rozruchu	< 5 min	> 10 min



Rys. 4. Uproszczona budowa wewnętrzna płaskiego ogniwa paliwowego SOFC

Fig. 4. Simplified internal structure of flat fuel cell SOFC

Sprężarka współpracująca z o.p. SOFC umożliwia wstępne sprężenie i podwyższenie temperatury powietrza atmosferycznego. Generator wytwarza „dodatkową” energię elektryczną zwiększając ogólną efektywność pracy układu, dodatkowo rozrusznik „rozkręcając” sprężarkę przy niepracującej turbinie, przyspiesza rozruch o.p. (Rys. 5). Moc elektryczna generowana przez APU na pokładzie współczesnego samolotu pasażerskiego zgodnie z normą MIL-STD-704 jest równa 40÷50% mocy elektrycznej generowanej przez źródła główne, co dla FC-APU projektowanego dla samolotu klasy Boeing 787 określa generowaną moc elektryczną na poziomie 450÷500 kW [20].



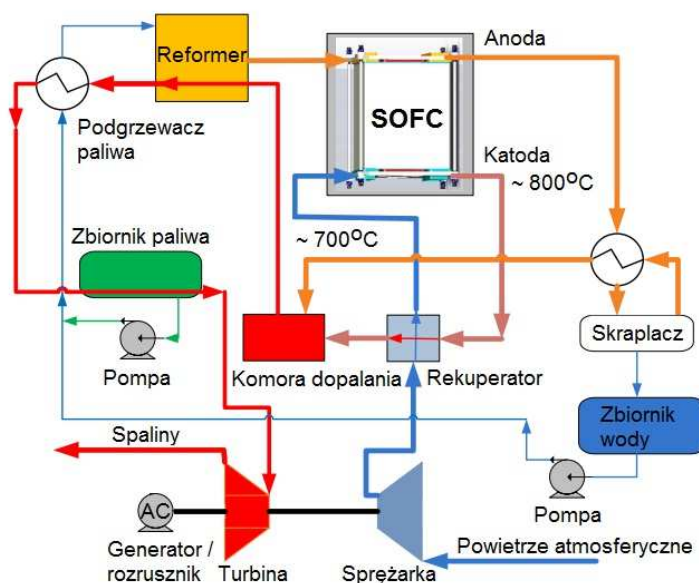
Rys. 5. Uproszczony schemat funkcjonalny o.p. SOFC pracującego w układzie hybrydowym

Fig. 5. Simplified functional diagram of o.p. SOFC operated in the hybrid system

Schemat funkcjonalny proponowanego systemu hybrydowego FC-APU przedstawiono na rysunku 6. Powietrze dla FC-APU pobierane z atmosfery, jest wstępnie sprężane przez sprężarkę, a następnie doprowadzane do rekuperatora (wymyennika ciepła). Wymiennik ciepła „zasilany niewykorzystanym” gorącym powietrzem z o.p. (temp.  $800\div 850^{\circ}\text{C}$ ) zwiększa temperaturę powietrza na wlocie do o.p. do wartości dochodzącej do  $600\div 700^{\circ}\text{C}$ , co pozwala na zwiększenie efektywności pracy oraz uniknięcia naprężeń termicznych o.p.

Gorące powietrze z wyjścia o.p. po przejściu przez rekuperator doprowadzane jest do komory dopalania, gdzie także doprowadzane jest „niewykorzystane” paliwo z wyjścia o.p. wraz ze spalinami (głównie CO i  $\text{H}_2\text{O}$ ) po przejściu przez skraplacz (odzyskiwanie  $\text{H}_2\text{O}$ ). W komorze dopalania następuje katalityczne dopalanie węgla zawartego w CO, w efekcie czego temperatura otrzymanych spalin (głównie  $\text{CO}_2$ ) wzrasta do  $1100\div 1200^{\circ}\text{C}$ , które następnie podgrzewają reformer (reforming parowy) i podgrzewacz paliwa doprowadzanego do reformera (paliwo przekształcane do postaci gazowej) i kierowane na łopatki turbiny, która poprzez wspólny wał napędowy napędza sprężarkę oraz generator / rozrusznik. Dodatkowo do reformera doprowadzana jest woda, przekształcana w parę w podgrzewaczu paliwa (reforming parowy) [21, 23]. Zakładając, że w systemie hybrydowym FC-APU [10, 13]:

- zachodzi adiabatyczna wymiana ciepła przez bezstratne wymienniki ciepła,
- sprężarka i turbina są elementami bezstratnymi,
- paliwem jest n-dodekan ( $\text{C}_{12}\text{H}_{26}$ ) – skład zbliżony do paliwa Jet-A,
- temperatura o.p. jest stała.



Rys. 6. Schemat funkcjonalny proponowanego systemu hybrydowego FC-APU (rysunek własny na podstawie [22])

Fig. 6. Functional diagram of the proposed hybrid system FC\_APU (own figure prepared on the basis of [22])

Siłę elektromotoryczną ogniwa  $E_r$  można obliczyć z równania Nernsta:

$$E_r = E_0 + \Delta E = \frac{-\Delta G_0}{nF} + \frac{RT}{nF} \ln \frac{p_{H_2} + p_{O_2}^{1/2}}{p_{H_2O}} \quad (5)$$

gdzie:  $E_r$  - napięcie obwodu otwartego

$E_0$  - siła elektromotoryczna (przy stałym ciśnieniu)

$E$  - napięcie o.p.

$n$  - liczba elektronów przenoszonych pomiędzy elektrodami na mol reagenta

$T$  - temperatura pracy ogniwa

$p_{H_2}$ ,  $p_{O_2}$ ,  $p_{H_2O}$  - ciśnienia paliwa (np. wodoru), tlenu i wody

$F$  - stała Faradaya  $\rightarrow 9,648 \cdot 10^4$

$G_0$  - funkcja Gibbsa (entalpia swobodna)

Uwzględniając nieodwracalne straty w o.p. rzeczywiste napięcie wyjściowe  $U_o$ :

$$U_o = E_r - (V_{Activation} + V_{Ohmic} + V_{Concentration}) \quad (6)$$



- $V_{Activation} \rightarrow V_{Activation} = \frac{RT}{n\alpha F} \ln \left[ \frac{i + i_n}{i_o} \right] \rightarrow$  polaryzacja aktywacyjna
- $V_{Ohmic} \rightarrow V_{Ohmic} = r(i + i_n) \rightarrow$  polaryzacja omowa
- $V_{Concentration} \rightarrow V_{Concentration} = -\frac{RT}{nF} \ln \left[ 1 - \frac{i + i_n}{i_L} \right] \rightarrow$  polaryzacja stężeniowa

gdzie:  $\alpha$  - bezwymiarowy współczynnik określający parametry ładowania transportu ładunków w o.p.) - określony empirycznie,

$i$  - gęstość prądu,

$i_n$  - gęstość prądu granicznego,

$i_L$  - maksymalna gęstość prądu,

$i_o$  - gęstość prądu wymiany,

$r$  - rezystywność powierzchniowa.

Przyrost temperatury powietrza  $\Delta T_s$  na sprężarce:

$$\Delta T_s = \frac{T_{ins} (p_s^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)}{\eta} \quad (7)$$

gdzie:  $T_{ins}$  - temperatura powietrza na wlocie do sprężarki (zewnątrznej)

$p_s$  - spręż sprężarki

$\gamma$  - wykładnik izentropy powietrza

$\eta$  - sprawność

Moc sprężarki  $P_s$  jest określona zależnością:

$$P_s = C_p \Delta T_s m_p \quad (8)$$

gdzie:  $C_p$  - ciepło właściwe powietrza

$m_p$  - masa powietrza

Spadek temperatury  $\Delta T_T$  na turbinie:

$$\Delta T_T = T_{inT} \left( 1 - p_T^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \right) \eta \quad (9)$$

gdzie:  $T_{inT}$  - temperatura powietrza na wlocie do turbiny

$p_T$  - współczynnik ekspansji na turbinie

Moc turbiny  $P_T$  jest określona zależnością:

$$P_T = C_p \Delta T_T m_T \quad (10)$$

gdzie:  $M_T$  - masa gazów wylotowych.

Moc wyjściowa generatora  $P_E$  współpracującego z turbiną

$$P_E = (P_T - P_S)\eta_E \quad (11)$$

gdzie:  $\eta_E$  - sprawność generatora

Całkowita moc wyjściowa (elektryczna)  $P_{TE}$

$$P_{TE} = P_{FC} + P_E \quad (12)$$

gdzie:  $P_{FC}$  - moc ogniwa paliwowego.

Pojedyncze o.p. SOFC wytwarza prąd stały o napięciu  $U_O = 0,7 \div 0,85$  V i natężeniu proporcjonalnym do powierzchni czynnej elektrod. Celem uzyskania wymaganego napięcia i mocy wyjściowej stosu o.p. pojedyncze o.p. łączone są szeregowo/równolegle. Szybkość dopływu paliwa i utleniacza do o.p. jest determinowana głównie przez pobór mocy elektrycznej przez odbiorniki pokładowe. Dla paliwa (wodór) i utleniacza (powietrze) faktyczne zapotrzebowanie przez o.p. SOFC jest określone:

$$m_{H_2} = 1,05 \cdot 10^{-8} \cdot \left( \frac{P_{FC}}{U_O} \right) \quad (13)$$

$$m_{powietrze} = 3,57 \cdot 10^{-7} \cdot \left( \frac{P_{FC}}{U_O} \right) \quad (14)$$

Efektym ubocznym pracy o.p. jest m.in. woda (para wodna). Produkcja wody podczas pracy ogniwa paliwowego jest określona równaniem:

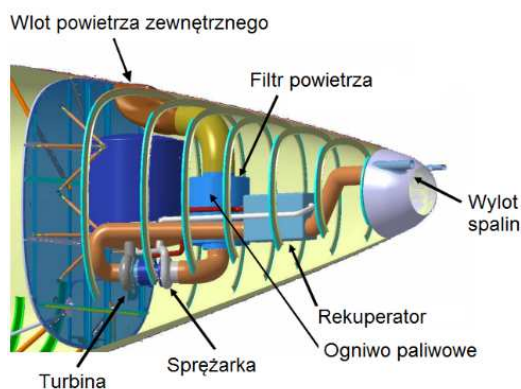
$$m_{H_2O} = 9,34 \cdot 10^{-8} \cdot \left( \frac{P_{FC}}{U_O} \right) \quad (15)$$

Sprawność konwencjonalnego APU w warunkach naziemnych osiąga  $15 \div 20\%$ , sprawność hybrydowego o.p. SOFC przekracza  $60\%$ , tym samym można założyć, że hybrydowe o.p. o zbliżonej elektrycznej mocy wyjściowej zużyje tylko około  $25\%$  paliwa dla konwencjonalnego APU dając  $75\%$  oszczędności zużycia paliwa. Sprawność konwencjonalnego APU w czasie lotu wzrasta do  $40 \div 45\%$ , sprawność hybrydowego o.p. SOFC wzrasta do około  $70 \div 75\%$ , tym samym można uzyskać  $40\%$  oszczędności zużycia paliwa przez APU. Odpowiada to oszczędności około  $340 \cdot 10^3$  kg paliwa rocznie dla samolotu Boeing 777 lub około  $1360 \cdot 10^3$  kg paliwa rocznie dla samolotu Boeing 737.

### 3. Podsumowanie

W artykule przedstawiono koncepcję wykorzystania ogniwa paliwowego jako pomocniczej jednostki mocy dla współczesnego samolotu pasażerskiego zbudowanego zgodnie z założeniami MEA. Projekt wstępny FC-APU wykorzystuje wysokotemperaturowe ogniwo paliwowe SOFC współpracujące z turbiną napędową w układzie hybrydowym o sprawności konwersji energii 60÷70%. Dodatkowym atutem ogniwa paliwowego SOFC jest możliwość zasilania paliwem wodoronośnym pozyskiwanym z paliwa lotniczego w procesie reformingu. 3÷4 krotny wzrost sprawności konwersji energii przez FC-APU w porównaniu z konwencjonalnym turbinowym APU doprowadzi do zmniejszenia o trzy czwarte ilości paliwa pobieranego przez APU. Dodatkowo wykorzystując fakt, że FC-APU wytwarza energię elektryczną wykorzystując procesy elektrochemiczne, a nie poprzez spalanie, znacznemu ograniczeniu ulegnie emisja tlenków azotu, siarki oraz węgla. Zastąpienie konwencjonalnego APU ogniwem paliwowym SOFC wymaga nie tylko modernizacji części ogonowej płatowca, a także wybranych systemów energetycznych samolotu pasażerskiego (Rys. 7).

Produktem ubocznym pracy FC-APU jest woda, która po odpowiedniej filtracji może zostać wykorzystana do celów higienicznych na pokładzie samolotu. Zasadniczą wadą FC-APU jest wysoka złożoność konstrukcji w porównaniu z konwencjonalnym APU, a także bardzo długi, w odniesieniu do obowiązujących norm, czas rozruchu FC-APU. Technologia FC-APU SOFC ma zastąpić konwencjonalne APU, ale szereg problemów technologicznych (m.in. kompaktowa budowa reformera, efektywne metody odsiarczania paliwa wodorowego, a także problemy związane z izolacją termiczną ze względu na wysoką temperaturę pracy) powoduje, że jest mało prawdopodobne, iż pierwsze FC-APU pojawią się na pokładach współczesnych samolotów pasażerskich przed 2020 rokiem.



Rys. 7. Przykładowy schemat zabudowy FC-APU w części ogonowej płatowca współczesnego samolotu pasażerskiego (wg [13])

Fig. 7. Exemplary scheme of FC-APU structure located in tail part of airframe of modern passenger aircraft (according to [13])

## Literatura

- [1] Abdel-Fadil R. et al.: Electrical distribution power systems of modern civil aircrafts, 2nd Int. Conf. Energy Systems and Technologies, Cairo 2013.
- [2] Abdel-Hafez A.: Power generation and distribution system for a more electric aircraft - A review, Recent Advances in Aircraft Technology 2012, Ramesh Agar-wal (ed.), InTech, DOI: 10.5772/37290.
- [3] Adamowicz M. i inni.: Elektryczne instalacje pokładowe, Wydawnictwo Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1986.
- [4] Bradley T. H.: Modeling, Design and energy management of fuel cell systems for aircraft, PhD dissertation, Georgia Institute of Technology 2008.
- [5] Chick L.: Assessment of solid oxide fuel cell power system for greener commercial aircraft, Pacific Northwest National Laboratory 2011.
- [6] Commercial aircraft propulsion and energy systems research: reducing global carbon emissions, The National Academies Press, Washington 2016.
- [7] Demusiak G.: Otrzymywanie paliwa wodorowego metodą reformowania gazu ziemnego dla ogniw paliwowych małej mocy, Instytut Nafty i Gazu, Warszawa 2012.
- [8] Dzieranowski P. i inni.: Turbinowe silniki odrzutowe, WKiŁ, Warszawa 1983.
- [9] Eismint T.: Aircraft Electricity and Electronics McGraw-Hill Professional 2014
- [10] Mackay A., Hill J.: Modelling of fuel cell APU utilization for aircraft applications, 46th AIAA Joint Propulsion Conf. & Exhibit, Nashville 2010.
- [11] Moir I., Scabridge A.: Aircraft systems: Mechanical, Electrical, and Avionics Sub-systems Integration, Third Edition Wiley & Sons, Ltd. 2008.
- [12] Norma obronna NO-15-A200, Warszawa 1998.
- [13] Rajashekara K.: Hybrid fuel cell power in aircraft, IEEE Explore Document 2008.
- [14] Rajashekara K.: Solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid APU system for aerospace applications, IEEE Explore Document 2006.
- [15] Scholz D.: An optimal APU for passenger aircraft, 5th CEAS Air and Space Conf., Delft 2015.
- [16] Spitzer C.R.: The Avionics Handbook CRC PRESS LLC, Washington 2001.
- [17] Stefanowicz A.: Pokładowe układy pomiarowe, Wydawnictwo Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1984.
- [18] Steinberger-Wilckens R., Lehnert W.: Innovations in fuel cell technologies, RSC Publishing 2010.
- [19] Szczeciński S. i inni.: Lotnicze zespoły napędowe cz. 1, WAT, Warszawa 2009.
- [20] Tareq S.: SOFC auxiliary power units (APUs) for vehicles TRRF05, Fuel Cell technology, Lund 2008.
- [21] Tooley M.: Aircraft electrical and electronic systems, Elsevier 2009.
- [22] Whyatt G., Chick L.: Electrical generation for more-electric aircraft using solid oxide, Fuel Cells Pacific Northwest National Laboratory 2012.
- [23] Zizelman J. et al.: Solid oxide fuel cell auxiliary power unit, SAE World Congress, Detroit 2002.

## **ANALYSIS OF THE POSSIBILITY OF USE OF A SOLID OXIDE FUEL CELL AS A AUXILIARY POWER UNIT FOR MODERN PASSENGER AIRCRAFT**

### **S u m m a r y**

Modern passenger aircrafts belongs to the one of the most reliable and safe means of public transport. These aircrafts are certified according to ETOPS (Extended-range Twin-engine Operational Performance Standards) and they enable the introduction of twin-engine passenger aircraft on transcontinental routes which were earlier unavailable for twin-engine aircrafts. ETOPS standard requires the use aboard of the twin-engine passenger aircraft additional emergency sources of electrical, pneumatic and hydraulic power which partly compensate a decrease in performance on-board power systems at the failure of one of the engines and systems associated with them. The article describes an analysis of the use of different types of fuel cells in the aerospace engineering and presents preliminary design of the auxiliary power unit APU using fuel cell SOFC (Solid Oxide Fuel Cell), intended for emergency power supply of passenger aircraft in the concept of "More Electric Aircraft".

**Keywords:** passenger aircraft, auxiliary power unit, More Electric Aircraft, fuel cell, SOFC - Solid Oxide Fuel Cell

DOI: 10.7862/rm.2017.04

*Otrzymano/received: 11.12.2016*

*Zaakceptowano/accepted: 14.02.2017*

Wojciech KUCAB<sup>1</sup>  
Adam MARCINIEC<sup>2</sup>

## WPŁYW ROZSZERZALNOŚCI CIEPLNEJ NA WSPÓŁCZYNNIK NIERÓWNOMIERNOŚCI ROZKŁADU OBCIĄŻENIA WZDŁUŻ LINII STYKU

W artykule przedstawiono wyniki obliczeń numerycznych wpływu rozszerzalności cieplnej korpusu i podzespołów dwustopniowej przekładni zębatej walcowej na współczynnik nierównomierności rozkładu obciążenia wzdłuż linii styku  $K_{HB}$ . Analizę przeprowadzono na przykładzie przekładni zębatej będącej częścią głównego układu napędowego siłowni okrętowej. W obliczeniach wykorzystano metodę iteracyjnego wyznaczania rozkładu obciążenia wzdłuż linii styku opisanej w normie ISO 6336-1 załącznik E. Wykazano przydatność implementacji metody iteracyjnej wewnątrz środowiska programu CAE oraz łatwość jej rozbudowy o dodatkowe czynniki i zjawiska zwiększające dokładność obliczeń. Uzyskane wyniki pozwalają na ocenę wpływu zjawiska rozszerzalności cieplnej oraz zasadności jej uwzględnienia na etapie projektowania modyfikacji linii zęba przekładni zębatej siłowni okrętowej.

**Słowa kluczowe:** współczynnik  $K_{HB}$ , siłownia okrętowa, przekładnia zębata, odchyłka linii styku

### 1. Wstęp

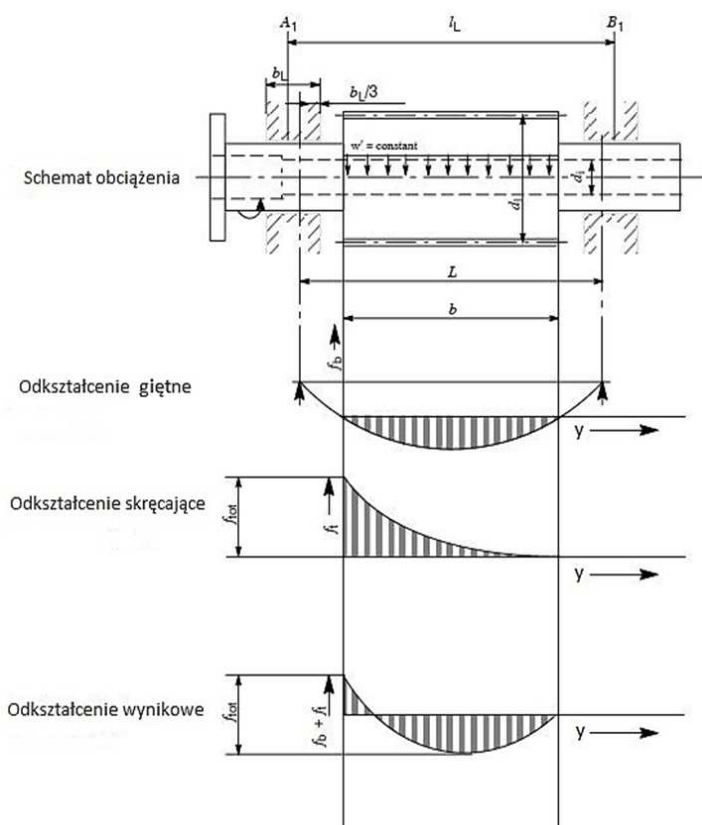
W wyniku odchyłek wykonawczych i odkształceń wszystkich elementów nośnych przekładni zębatej całkowita siła obwodowa zazwyczaj nie rozkłada się równomiernie wzdłuż linii styku. Zależnie od obciążenia, sztywności i odchyłek wykonawczych boki zęba mogą przenosić obciążenie na całej szerokości lub tylko na pewnej jej części. Przy obliczaniu naprężeń nominalnych przyjmuje się, że obciążenia i naprężenia rozkładają się równomiernie wzdłuż linii styku. Dla wytrzymałości zęba miarodajne są maksymalne wartości naprężeń, jakie występują na szerokości wieńca. Aby sprawdzanie wytrzymałości oprzeć na maksymalnych naprężeniach wprowadza się do obliczeń współczynniki nierównomiernego rozkładu obciążenia wzdłuż linii styku [10]. Czynniki, które

---

<sup>1</sup> Wojciech Kucab, e-mail: wojciechkcab@gmail.com

<sup>2</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Adam Marciniak, Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 8, 35-959 Rzeszów, tel. +48 17865 1415, email: amarc@prz.edu.pl

w największym stopniu bezpośrednio wpływają na rozkład obciążenia wzdłuż linii styku są odkształcenia giętne i skrętne wałów (rys. 1).



Rys. 1. Odkształcenie giętne i skrętne wału

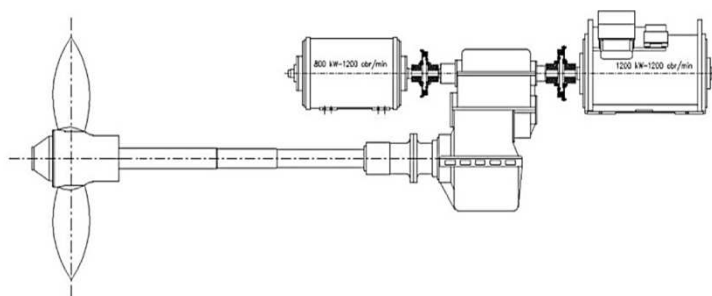
Fig.1. Transverse and torsional deformations of shaft

Kolejnym z czynników, który decyduje o rozkładzie obciążenia wzdłuż linii styku jest rozszerzalność cieplna. Rozszerzalność cieplna wałów, łożysk i korpusu skutkuje zmianą luzu roboczego łożysk oraz ich przemieszczeniem względem pozycji bazowej. Wszystko to wpływa na kształt i wielkość linii ugięcia wału a przez to w sposób pośredni na rozkład obciążenia wzdłuż linii styku. Zjawiskiem cieplnym, które w sposób bezpośredni wpływa na rozkład obciążenia jest nierównomierny wzrost temperatury wzdłuż linii zęba. Zjawisko to staje się znaczące i należy go uwzględnić podczas obliczania modyfikacji powierzchni zęba dla przekładni szybkoobrotowych dużych mocy, gdzie prędkość obwodowa kół przekracza 90 m/s [12]. Ze względu na to, że maksymalna prędkość obwodowa badanej przekładni na stopniu I wynosi 21,6 m/s zjawisko to zostało uznane za nieistotne i nie zostało dalej omówione.

Źródłem ciepła generowanego w przekładni jest moc tracona na skutek tarcia międzyzębnego, w łożyskach, uszczelnień na wale oraz rozbryzgiwania oleju. Wynikiem produkowanego ciepła jest wzrost temperatury członów przekładni oraz środka smarnego. Istnieją dwa międzynarodowe raporty techniczne [6, 7], na podstawie których można oszacować straty powstałe w przekładni. Pierwszy z nich to ISO/TR 14179-1, który jest propozycją Amerykańskiego Stowarzyszenia Producentów Przekładni (AGMA). Wykorzystuje on analityczny model bilansu cieplnego w celu wyznaczenia maksymalnej mocy cieplnej jaka może zostać wygenerowana w przekładni bez przekroczenia dopuszczalnej temperatury oleju w misce olejowej. Drugi raport ISO TR 14179-2 jest propozycją niemiecką, gdzie obliczany jest stan równowagi cieplnej między mocą traconą a ciepłem rozpraszającym. Zależnie od wybranej metody temperatura pracy przekładni może być określona eksperymentalnie (metoda amerykańska) lub analitycznie (metoda niemiecka).

## 2. Model przekładni zębatej

Analizę wykonano dla przekładni walcowej dwustopniowej o zębach skośnych będącej częścią głównego napędu siłowni okrętowej.



Rys.2. Główny układ napędowy siłowni okrętowej

Fig. 2. Main power transmission system of marine power plant

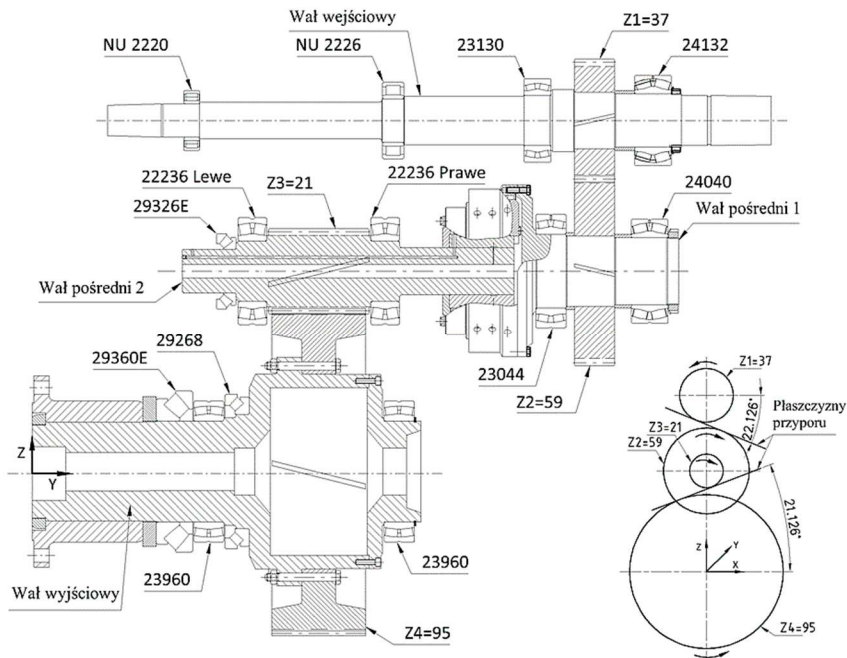
Sumaryczna nominalna moc przenoszona przez przekładnię wynosi 2000 kW, pochodzi ona z dwóch silników elektrycznych sterowanych falownikiem połączonych wałem wejściowym (rys. 2). Źródłem energii elektrycznej statku są trzy generatory diesla. Konstrukcja przekładni została pokazana na rysunku 3 i 4. Dane techniczne przekładni oraz geometrię uzębienia przedstawiono w tabeli 1.



Tabela 1. Parametry badanej przekładni

Table 1. Parameters of analysed gear

Dane techniczne				
	Silnik I		Silnik II	
Moc silnika [kW]	1200		800	
Prędkość obrotowa silnika [obr/min]	1200			
Kierunek obrotu silnika	Lewy		Prawy	
Geometria kół zębatach				
	Stopień I		Stopień II	
	Zębnik	Koło	Zębnik	Koło
Liczba zębów Z [mm]	37	59	21	95
Moduł $m_n$ [mm]	9		10	
Kąt zarysu $\alpha_n$ [°]	20		20	
Kąt pochylenia linii zęba $\beta$ [°]	14		14	
Kierunek pochylenia linii zęba	Lewy	Prawy	Lewy	Prawy
Odległość osi a [mm]	450		600	
Szerokość wieńca b [mm]	120		300	280
Współczynnik przesunięcia zarysu $x^*$	0.1100	0.4401	0.0810	0.1464
Klasa dokładności wykonania (ISO 1328)	5		5	
Materiał	18CrNiMo7-6		18CrNiMo7-6	

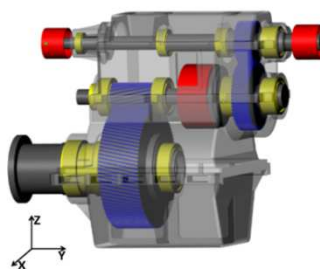


Rys. 3. Model przekładni wraz z opisem łożysk i wałów

Fig. 3. Gear model with specification of bearings and shafts

Rys. 4. Model przekładni wykonany w środowisku programu KISSsys

Fig. 4. Gear model prepared in KISSsys software environment



### 3. Procedura obliczeniowa

Normy ISO 6336-1 (metoda C) [9] i AGMA 2001 [2] podają uproszczone wzory na wyznaczenie współczynnika  $K_{H\beta}$  oraz zakładają, że rozkład obciążenia ma postać prostoliniową. Uzyskane wyniki są zatem niezbyt dokładne i mało realistyczne. Według norm wyznaczenie rozkładu obciążenia odbywa się w dwóch krokach. Najpierw obliczana jest odchyłka linii styku a następnie uwzględniając sztywność zazębienia rozkład obciążenia.

Inne podejście, charakteryzujące się większą dokładnością, zostało po raz pierwszy przedstawione w normie AGMA 927-A01 [3], a następnie zaimplementowane w międzynarodowym standardzie ISO 6336-1 (2006) załącznik E. Według tej metody rozkład obciążenia wyznaczany jest iteracyjnie.

Zaproponowana metoda analityczna posiada kilka znaczących udoskonaleń w porównaniu do uproszczonej metody C. Pozwala ona na uwzględnienie odkształceń dwóch członów pary zębatej (zębnika i koła). Ząb wzdłuż jego szerokości dzielony jest na równe części, po czym wyznacza się pierwszą postać odkształceń wałów przy założeniu równomiernego rozkładu obciążenia wzdłuż linii styku. Na podstawie uzyskanych odkształceń i wyjściowej odchyłki linii styku obliczany jest nierównomierny rozkład obciążenia. Nowy rozkład zostaje użyty do wyznaczenia nowej postaci odkształceń wałów. Pętla iteracyjna powtarzana jest aż do momentu uzyskania niewielkiej różnicy pomiędzy kolejnymi iteracjami. Zazwyczaj dwie lub trzy iteracje są wymagane do uzyskania zadowalającej dokładności obliczeń [1].

Wielkości odkształceń giętnych i skrętnych wałów w płaszczyźnie przyporu zostały obliczone przy użyciu komercyjnego programu komputerowego wspomagającego prace inżynierskie KISSsys. Uzyskane wartości zostały wyeksportowane i użyte do wyznaczenia odchyłki linii styku, co pozwala na obliczenie rozkładu obciążenia oraz współczynnika  $K_{H\beta}$ . W celu wyznaczenia odkształceń sprężystych i cieplnych korpusu przekładni wykorzystano metodę elementów skończonych.

Wykonano cztery analizy, które pozwoliły na oszacowanie wpływu zjawisk cieplnych na rozkład obciążenia wzdłuż linii styku. Pierwsza z nich jest analizą bazową do której będzie można odnieść wyniki pozostałych analiz. Analiza

druga opisuje wpływ wzrostu temperatury w przekładni na zmianę luzu roboczego w łożyskach. Zmiana luzu roboczego wpływa na wielkość i kształt odkształceń wałów, a zatem również rozkład obciążenia wzdłuż linii styku. Analiza trzecia przedstawia działanie odkształceń sprężystych korpusu przekładni na rozkład obciążenia wzdłuż linii styku. Jest ona analizą pośrednią mającą na celu uzyskanie wyników, do których będzie można odnieść wyniki analizy czwartej. Analiza czwarta została przeprowadzona przy uwzględnieniu odkształceń cieplnych korpusu. Zarówno odkształcenia sprężyste korpusu pod działaniem sił łożyskowych jak i odkształcenia cieplne korpusu powodują przemieszczenie łożysk względem pozycji bazowej, co w sposób pośredni wpływa na odchyłkę linii styku a zatem również współczynnik  $K_{HP}$ . Porównanie analizy trzeciej z czwartą pozwoliło na ocenę rzeczywistego wpływu odkształceń cieplnych na rozkład obciążenia. Wyniki analiz przedstawiono w punkcie 4.

### 3.1. Model bazowy

W celu jak najdokładniejszego odwzorowania rzeczywistego stanu odkształceń wałów w modelu bazowym uwzględniono:

- odkształcenia skrętne i giętne wałów,
- nierównomierny rozkład obciążenia wzdłuż linii styku (wzrost dokładności zapewniono metodą iteracyjną),
- masy komponentów (wałów, sprzęgieł, kół zębatach),
- odkształcenia sprężyste korpusów kół zębatach (metoda MES),
- wpływ usztywnienia wału spowodowany przez elementy na nim zamontowane (wg. ISO 6336-1),
- wpływ naprężeń ścinających na linię ugięcia wału (wg. teorii Timoshenko),
- luz łożyskowy i jego zmianę spowodowaną pasowaniem oraz założoną tolerancją,
- nieliniową sztywność łożysk, obliczoną wg. ISO/TR 16281 [8] na podstawie geometrii wewnętrznej łożyska,
- siły pochodzące od śruby okrętowej i osiowania wału.

### 3.2. Analiza wpływu rozszerzalności cieplnej komponentów na luz roboczy łożysk

Na skutek tarcia powstałego w zazębieniu, łożyskach i uszczelnieniach oraz generowanego w ten sposób ciepła następuje wzrost temperatury elementów przekładni względem temperatury otoczenia. W warunkach pracy ustalonej temperatura członów przekładni może różnić się w sposób znaczący. Wynika to z różnych warunków odprowadzania ciepła oraz chłodzenia przekładni w poszczególnych jej obszarach. Różnica temperatur wałów, łożysk oraz korpusu przy różnych współczynnikach rozszerzalności cieplnej powoduje zmianę luzu roboczego łożyska [13].

Ciepło powstałe na skutek tarcia całkowitego musi zostać odprowadzone, w ogólnym przypadku odbywa się to poprzez wał, korpus lub olej. Wielkość odprowadzanego przez korpus ciepła zależy od jego wielkości i warunków zewnętrznego chłodzenia. Ponieważ na wale mogą znajdować się inne źródła ciepła poza łożyskami kierunek przepływu ciepła nie zawsze musi odbywać się z łożyska na wał [14]. W obliczeniach przyjęto, że temperatura pierścienia zewnętrznego odpowiada temperaturze korpusu, a temperatura pierścienia wewnętrznego temperaturze wału. Temperatura elementów tocznych jest średnią temperatur pierścienia wewnętrznego i zewnętrznego. W większości przypadków temperatura pierścienia wewnętrznego jest wyższa niż temperatura pierścienia zewnętrznego, co zazwyczaj prowadzi do zmniejszenia luzu roboczego [11].

Na podstawie pomiarów temperatury przekładni o zbliżonej mocy i warunkach pracy do obliczeń przyjęto:

- temperatura wałów = 50°C,
- temperatura elementów tocznych = 45°C,
- temperatura korpusu = 40°C,
- temperatura otoczenia = 20°C,
- temperatura oleju = 50°C.

Wartości te odpowiadają normalnym warunkom pracy przekładni głównej siłowni okrętowej, przy zachowaniu poprawnie pracującego systemu chłodzenia oleju. Zmiana luzu na skutek różnicy temperatur oraz wartości luzu roboczego łożysk przedstawiono w tabeli 2. Zmiana luzu roboczego wpływa na kształt i wielkość linii ugięcia wałów, co z kolei w sposób bezpośredni decyduje o rozkładzie obciążenia wzdłuż linii styku.

Tabela 2. Luz wewnętrzny i roboczy łożysk

Table 2. Internal and operating bearing slackness

Lp.	Łożysko	Luz wewnętrzny $r$ [ $\mu\text{m}$ ]	Zmiana luzu spowodowana pasowaniem $\Delta r_{\text{fit}}$ [ $\mu\text{m}$ ]	Zmiana luzu spowodowana różnicą temperatur $\Delta r_{\text{temp}}$ [ $\mu\text{m}$ ]	Luz roboczy $r_{\text{op2}}$ [ $\mu\text{m}$ ]
1	NU 2220	92,500	-24,775	-15,546	52,179
2	NU 2226	122,500	-31,013	-19,986	71,501
3	23130	140,000	-42,234	-24,036	73,730
4	24132	140,000	-42,101	-26,180	71,719
5	23044	180,000	-67,500	-33,437	79,063
6	24040	165,000	-50,405	-30,704	83,891
7	22236 Lewe	150,000	-54,856	-30,005	65,139
8	22236 Prawe	150,000	-54,856	-30,005	65,139
9	23960 Lewe	235,000	-74,753	-42,764	117,483
10	23960 Prawe	235,000	-73,343	-42,764	118,893

### 3.3. Wpływ odkształcalności sprężystej korpusu na rozkład obciążenia wzdłuż linii styku

Na skutek odkształcalności cieplnej i sprężystej korpusu pierścienie zewnętrzne łożysk ulegają przemieszczeniu, co w konsekwencji wpływa na linie ugięcia wałów i może mieć znaczenie przy doborze odpowiedniej modyfikacji linii zęba. W celu prawidłowej oceny rzeczywistego oddziaływania odkształceń cieplnych korpusu wykonano analizę pośrednią wpływu odkształceń sprężystych korpusu pod działaniem sił łożyskowych na rozkład obciążenia. Model korpusu zaimportowano do środowiska MES, w którym zdefiniowano warunki brzegowe oraz przyłożono siły pochodzące od łożysk. W centralnej pozycji opraw łożyskowych zdefiniowano punkt zdalny (*Remote Point*). Został on połączony z gniazdem opraw za pomocą elementów belkowych.

W zależności od budowy łożyska może ono generować siły promieniowe, osiowe oraz momenty sił działające na korpus. Siły promieniowe i osiowe przyłożone są bezpośrednio do gniazd opraw oraz powierzchni oporowych. Momenty sił modelowane są przez ich przyłożenie do punktu zdalnego. Wykorzystanie tej procedury rozszerzonej o kilka dodatkowych formuł w języku APDL umożliwia odczytanie przemieszczeń oraz obrotów geometrii powiązanej z punktem bazowym.

Tabela 3. Wartości przemieszczeń i obrotów łożysk na skutek odkształceń sprężystych korpusu

Table 3. Values of displacements and rotations of bearings caused by housing elastic deformation

Lp.	Łożysko	Przemieszczenie [ $\mu\text{m}$ ]			Obrót ["]	
		X	Y	Z	X	Z
1	NU 2220	66,4	-32,1	43,4	-34	-5
2	NU 2226	49,7	-9,8	-4,1	2	-17
3	23130	-31,2	-15,7	1,8	0	-17
4	24132	-58,2	1,8	8,9	1	-1
5	23044	-0,6	-13,5	-0,3	2	-7
6	24040	-14,5	-16,4	5,6	-8	-5
7	29326 E	57,8	-54,6	-23,7	53	3
8	22236 Lewe	56,9	-50,0	4,6	53	16
9	22236 Prawe	50,4	4,6	-3,0	13	-2
10	29360 E	-2,3	139,8	-4,2	5	-4
11	23960 Lewe	-1,5	140,6	-3,1	5	-4
12	29268	-0,4	139,5	-2,0	5	-4
13	23960 Prawe	-4,7	11,3	-17,7	-28	10

Znając przemieszczenia i obroty pierścieni zewnętrznych możemy uwzględnić ich wartości w obliczeniach wałów i łożysk. Wartości uzyskane w środowisku MES zostały zaimportowane do programu KISSsys, jako przemieszczenia i obroty pierścienia zewnętrznego. Skutkuje to zmianą względnego położenia łożysk, co z kolei decyduje o kształcie i wielkości linii ugięcia wałów. Model obliczeniowy składa się z korpusu wraz z zamontowanymi w nim pier-

ścieniami zewnętrznymi, co pozwala na uwzględnienie usztywnienia gniazd opraw. W modelu zastosowano uproszczenia polegające na wyeliminowaniu połączeń śrubowych, detali geometrycznych oraz założeniu nieskończonego sztywnego posadowienia przekładni. Wartości przemieszczeń i obrotów łożysk przedstawiono w tabeli 3.

### 3.4. Wpływ odkształcalności cieplnej korpusu na rozkład obciążenia wzdłuż linii styku

Analiza trzecia została rozbudowana o wymuszenie cieplne działające na korpus. Przyjęto wzrost temperatury względem temperatury otoczenia o 20°C. Założono również równomierny rozkład temperatury na całej powierzchni korpusu, co stanowi duże uproszczenie w stosunku do warunków rzeczywistej pracy przekładni. Numeryczne wyznaczenie dokładnego rozkładu temperatury na powierzchni korpusu wymagałoby uwzględnienia wszystkich lokalnych źródeł ciepła powstającego w zazębieniu, łożyskach i uszczelnieniach. Znaczącą rolę w wymianie ciepła wewnątrz przekładni odgrywa również ruch czynnika smarującego. Tak rozbudowany model matematyczny wiąże się z wysokim stopniem złożoności obliczeń. W przypadku, gdy celem obliczeń jest wyłącznie wyznaczenie względnego przemieszczenia łożysk w korpusie wydaje się być zasadnym uproszczenie modelu o przyjęcie uśrednionej wartości temperatury korpusu [5]. Wartości przemieszczeń i obrotów pierścieni zewnętrznych łożysk przedstawiono w tabeli 4.

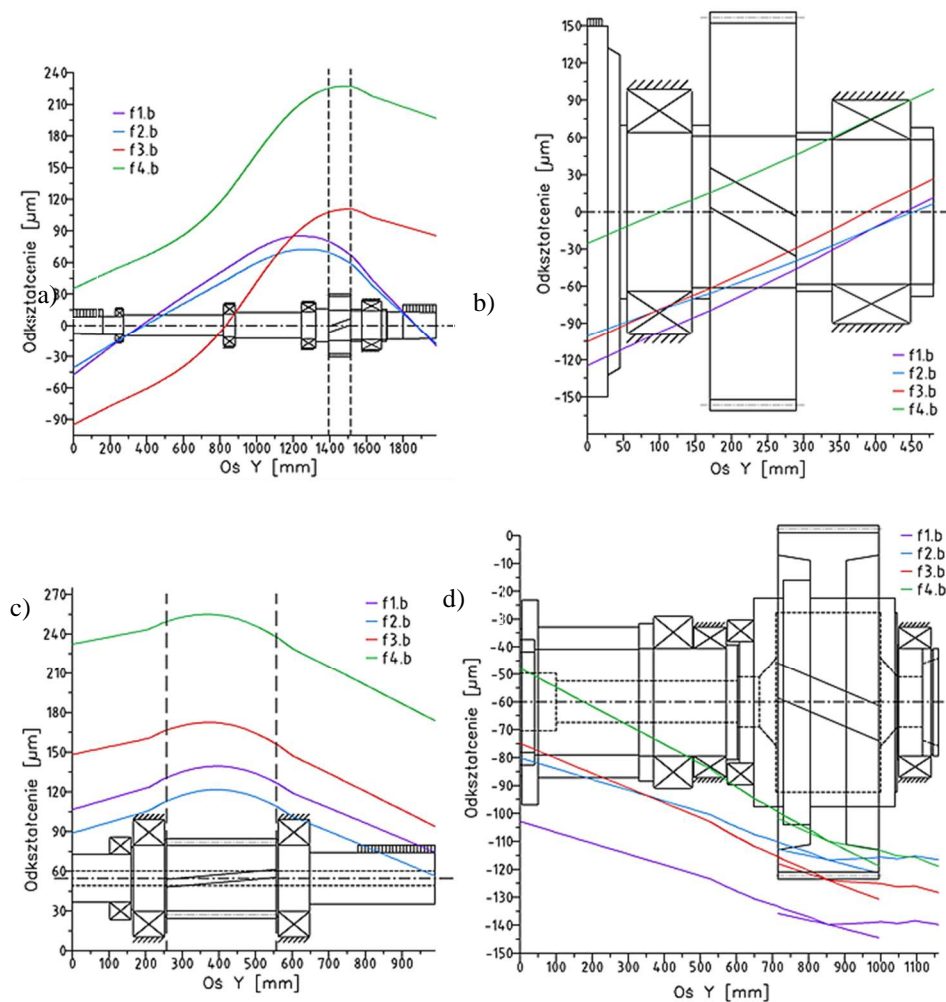
Tabela 4. Wartości przemieszczeń i obrotów łożysk na skutek odkształcalności sprężystej i cieplnej korpusu

Table 4. Values of displacements and rotations of bearings caused by elastic and thermal deformations of frame

Lp.	Łożysko	Przemieszczenie [ $\mu\text{m}$ ]			Obrót ["]	
		X	Y	Z	X	Z
1	NU 2220	66,3	-160,4	384,3	-41	-5
2	NU 2226	49,8	6,0	323,5	-4	-17
3	23130	-31,2	104,2	316,8	-6	-17
4	24132	-58,9	205,4	312,5	-4	-1
5	23044	-0,6	105,2	207,4	0	-7
6	24040	-14,5	171,2	200,8	-14	-5
7	29326 E	57,8	-148,2	189,4	1'24"	3
8	22236 Lewe	56,9	-118,9	235,3	1'26"	1
9	22236 Prawe	50,3	-5,1	223,3	4	-2
10	29360 E	-2,2	87,9	-55,0	-20	-4
11	23960 Lewe	-1,5	100,0	49,6	-20	-4
12	29268	-0,4	111,0	44,1	-20	-4
13	23960 Prawe	-4,7	1,1	11,0	-18	10

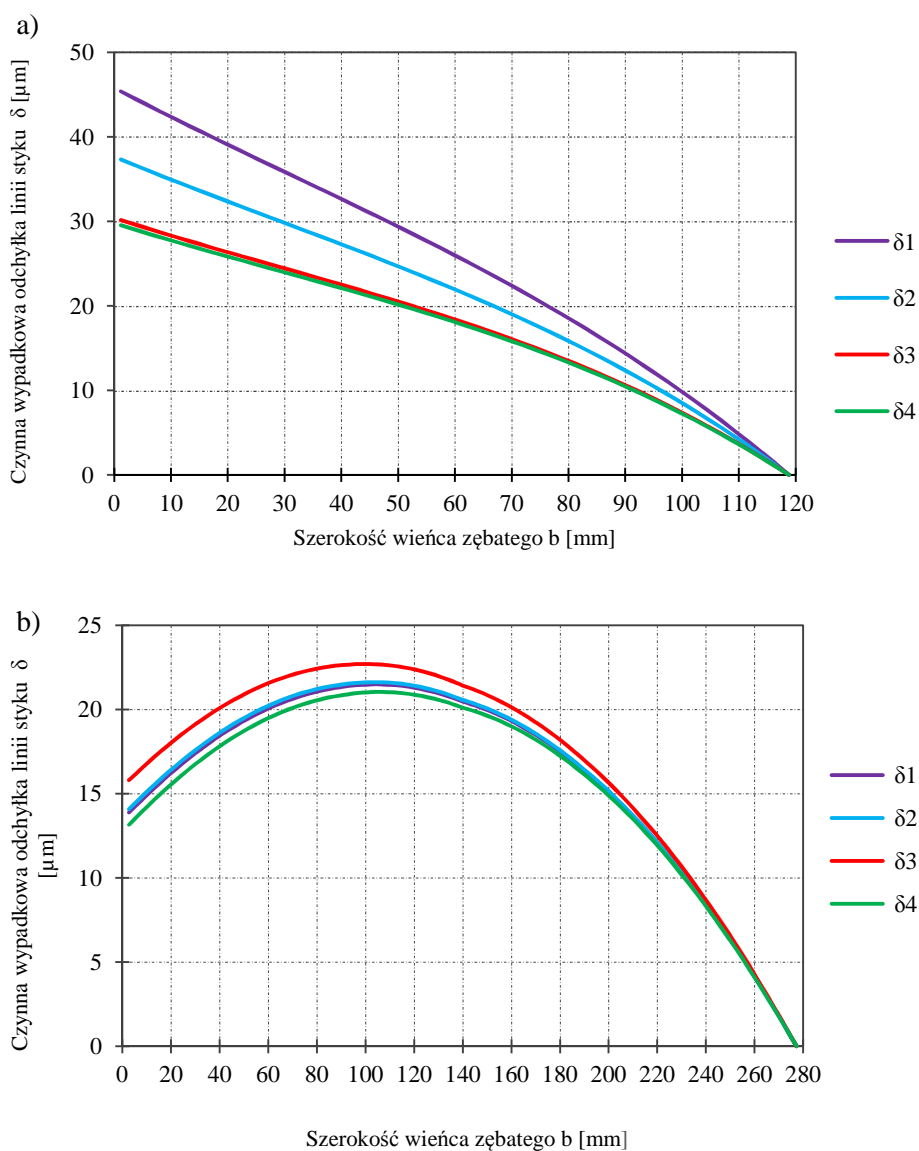
#### 4. Omówienie wyników

W celu przeprowadzenia analizy porównawczej uzyskanych wyników sporządzono wykresy odkształceń giętnych linii wałów przekładni w płaszczyźnie przyporu (rys. 5) oraz wykresy wypadkowej odchyłki linii styku dwóch analizowanych par zębatach (rys. 6).



Rys. 5. Linia ugięcia w płaszczyźnie przyporu: a) wału wejściowego, b) wału pośredniego 1, c) wału pośredniego 2, d) wału wyjściowego

Fig. 5. Bending line in plane of action: a) input shaft, b) countershaft 1, c) countershaft 2, d) output shaft



Rys.6. Wypadkowa odchyłka linii styku pary zębatej: a) 37-59 stopnia pierwszego, b) 21-95 stopnia drugiego

Fig. 6. Resultant deviation of contact line of the gear pair: a) 37-59 of 1st stage, and b) 21-95 of 2nd stage

W tabeli 5 umieszczono obliczone wartości współczynników  $K_{H\beta}$ , dla poszczególnych analiz. Poza całkowitym współczynnikiem  $K_{H\beta}$  odpowiadającym sumarycznej odchyłce linii styku dwóch współpracujących kół zębatych, przed-



stawiono wyniki w rozbiciu na dwa przypadki, gdzie zakłada się bezbłędne wykonanie i nieskończenie sztywny charakter członu współpracującego ( $K_{H\beta x}=1$ ). Pozwala to na lepszą ocenę wpływu badanych wielkości na rozkład obciążenia pod kątem konstrukcji poszczególnych członów przekładni. Należy przy tym również zwrócić uwagę na różnicę w przełożeniu analizowanych par zębatych.

Tabela 5. Wartości współczynnika  $K_{H\beta}$  dla wykonanych analiz

Table 5. The values of the  $K_{H\beta}$  factor for conducted analyses

Analiza nr	Stopień pierwszy (37-59)			Stopień drugi (21-95)		
	$K_{H\beta}$	$K_{H\beta}$ -zębnik	$K_{H\beta}$ -koło	$K_{H\beta}$	$K_{H\beta}$ -zębnik	$K_{H\beta}$ -koło
1	1,4900	1,1316	1,3584	1,2603	1,3698	1,0747
2	1,4106	1,1175	1,2930	1,2620	1,3706	1,0738
3	1,3402	1,0255	1,3509	1,2762	1,4187	1,1076
4	1,3340	1,0135	1,3344	1,2543	1,4307	1,1417

Na podstawie przeprowadzonych obliczeń i uzyskanych wyników można zauważyć:

- Znaczącą zmianę współczynnika  $K_{H\beta}$  dla pary zębatej stopnia pierwszego oraz zmianę kierunku odkształceń giętnych wału wejściowego w zakresie szerokości wieńca zębnika pod wpływem odkształceń sprężystych korpusu (krzywa f3). Charakter tych zmian został zachowany dla analizy 4.
- Wyraźnie mały wpływ rozpatrywanych czynników na współczynnik  $K_{H\beta}$  pary zębatej stopnia drugiego. Wykresy linii ugięcia wałów tej pary zębatej dla wszystkich czterech analiz wykazują ten sam charakter i kierunek ugięcia co decyduje o niewielkiej zmianie wypadkowej odchyłki linii styku.
- Widoczny wpływ zmiany luzu roboczego łożysk pod wpływem rozszerzalności cieplnej na rozkład obciążenia wzdłuż linii styku pary zębatej stopnia pierwszego.
- Mały wpływ odkształcalności cieplnej korpusu na zmianę współczynnika  $K_{H\beta}$ .

Przy ocenie uzyskanych wyników szczególną uwagę należy zwrócić na dużą zmianę wartości przemieszczeń wałów w łożyskach tj. zmianę luzu roboczego oraz przemieszczeń łożysk względem pozycji bazowej pod wpływem odkształceń sprężystych i cieplnych korpusu. W rozpatrywanym przypadku duże zmiany przemieszczeń nie skutkują równie dużymi zmianami wypadkowej odchyłki linii styku. Ponieważ przy wyznaczaniu współczynnika  $K_{H\beta}$  istotne znaczenie ma przebieg odkształceń wałów w zakresie szerokości wieńców kół zębatych a decydujący wpływ na jego charakter ma sztywność kół, wałów i systemu w jakim się znajdują to każdy przypadek należy rozpatrywać indywidualnie. Można podejrzewać, że w przypadku przekładni o mniejszej sztywności wałów, korpusów oraz większym rozstawie łożysk niż jest to dla badanego przypadku, wpływ zjawisk cieplnych mógłby być znacznie większy.

## 5. Podsumowanie

Na podstawie uzyskanych wyników nie można sformułować uogólniających wniosków co do oceny wpływu rozszerzalności cieplnej członów przekładni zębatej na wypadkową odchyłkę linii styku, a co za tym idzie rozkładu obciążenia na powierzchni boku zęba. Dla pary zębatej stopnia pierwszego wpływ ten jest znaczący, zatem powinien być uwzględniony. Wyniki uzyskane dla pary zębatej stopnia drugiego charakteryzują się niewielką zmianą współczynnika  $K_{H\beta}$  przy jednocześnie dużych wartościach przemieszczeń wałów. Wszystko to świadczy o konieczności i zasadności wykonania przedstawionych analiz na etapie projektowania optymalnej modyfikacji linii zęba odpowiedzialnej przekładni zębatej. Odpowiednim narzędziem do oceny wpływu zjawisk zachodzących w przekładni na rozkład obciążenia wzdłuż linii styku jest metoda analityczna wbudowana w program komputerowy wspomagający prace inżynierskie.

## Literatura

- [1] AGMA 13FTM08: Application and Improvement of Face Load Factor Determination Based on AGMA 927.
- [2] AGMA 2001-D04: Fundamental Rating Factors and Calculation Methods for Involute Spur and Helical Gear Teeth.
- [3] AGMA 927-A01: Load Distribution Factors - Analytical Methods for Cylindrical Gears.
- [4] DNV - Det Norske Veritas 41.2: Calculation of Gear Rating for Marine Transmissions.
- [5] Gicala B.: Symulacja numeryczna rozkładu temperatury korpusu przekładni zębatej, *Maszyny Górnicze*, 29 (2011) 3-11.
- [6] ISO/TR 14179-1:2001: Gears - Thermal capacity - Part 1: Rating gear drives with thermal equilibrium at 95 °C sump temperature.
- [7] ISO/TR 14179-2:2001: Gears - Thermal capacity - Part 2: Thermal load-carrying capacity.
- [8] ISO/TR 16281:2008: Rolling bearings - Methods for calculating the modified reference rating life for universally loaded bearings.
- [9] ISO 6336-1:2006: Calculation of load capacity of spur and helical gears - Part 1: Basic principles, introduction and general influence factors.
- [10] Jaśkiewicz Z., Wąsiewski A.: *Przekładnie Walcowe. Geometria - Wytrzymałość - Dokładność wykonania*, WKŁ, Warszawa 1992.
- [11] Łożyska Toczne. SKF 2014.
- [12] Martinaglia L.: Thermal Behavior of High - Speed Gears and Tooth Corrections for Such Gears, ASME/AGMA International Symposium on Gears and Transmissions, San Francisco 1972.
- [13] Rolling Bearings in industrial gearboxes. SKF 1997.
- [14] Timken Engineering Manual. TIMKEN 2011.

## **EFFECT OF THERMAL EXPANSION ON NON-UNIFORMITY OF LOAD DISTRIBUTION ALONG THE CONTACT LINE**

### **S u m m a r y**

This paper presents the results of numerical calculations of the effect of thermal expansion of housing and subassemblies of two stage cylindrical gear on the value of coefficient of load distribution non-uniformity along the contact line  $K_{H\beta}$ . An analysis was carried out for toothed gear that is a part of main power transmission system of marine power plant. An iterative method of evaluation of load distribution along the contact line described in ISO 6336-1, annex E was used. The usability of implementation of iterative method inside the CAE program environment and facility their evolution including the additional factors and phenomena which increase the computational accuracy is revealed. The achieved results allow to assess the effect of thermal expansion phenomenon and validity of their including on the stage of design of modification of flank pitch line of toothed gear of marine power plant.

**Keywords:**  $K_{H\beta}$  coefficient, marine power plant, gear, deviation of contact line

DOI: 10.7862/rm.2017.05

*Otrzymano/received: 4.02.2017*

*Zaakceptowano/accepted: 22.03.2017*

Marcin LACKOWSKI<sup>1</sup>  
Jarosław KARWACKI<sup>2</sup>

## EXPERIMENTAL ANALYSIS OF THE DIELECTROPHORETIC FORCES INFLUENCE ON HEIGHT OF RISE OF FLUID IN A CAPILLARY SYSTEM FOR BOILING CONTROL IN MICRO- CHANNEL

Flow control in microchannels is one of the key issues in many areas of modern technology, such as medicine, bio-engineering, chemistry and, in recent years, also in problems of thermodynamic processes control. This paper presents the results of experimental studies on the dynamics of liquid movement between the walls of a microchannel, which is the effect of the electric field applied to the walls (the dielectrophoresis phenomenon). The presented results fill a gap in the literature, being also an important material for the determination of the device key parameters, such as the height of the microchannel electrodes, frequency and amplitude of applied voltage, the selection of periods with and without voltage, all of which affect the operation of the device.

**Keywords:** flow rate control, microchannel, dielectrophoresis

### 1. Introduction

Understanding and controlling of fluid-flow at microscale is of great importance due to growing range of its applications including nowadays, among others, medicine, bio-engineering and chemistry. Microfluidic devices are also used for heat transfer in microelectronic systems as well as in refrigeration, cooling and OCR systems. To enhance a capillary-force driven flow which is characteristic for microfluidic devices the electric field is often employed to induce electrowetting, electrocapillarity or dielectrophoretic (DEP) effects [7]. A microchannel flow controller based on DEP effect has been proposed by us lately [4, 5]. The pressure-driven flow in a channel with rectangular cross-section is

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Marcin Lackowski, Institute of Fluid Flow Machinery, Polish Academy of Sciences, ul. Fiszerka 12, 80-231 Gdańsk, tel. 58 5225256, e-mail: mala@imp.gda.pl

<sup>2</sup> Jarosław Karwacki, Institute of Fluid Flow Machinery PAN, e-mail: jkarwacki@imp.gda.pl

enhanced by capillary and DEP forces in this device. It was shown that by changing the electric voltage applied to the electrodes placed on vertical walls of the channel the liquid flow rate can be effectively regulated. However, optimization of this device, particularly with the goal to control its time-response properties, is required if the controller is to be treated as a part of a feed-back system for temperature regulation. To this end, knowledge of the influence of the forces on the fluid height of rise is necessary because its value is correlated with the liquid flow rate in the controller [4-6].

A time evolution of the height of rise for capillary driven flow was analyzed theoretically first for tubes of circular cross-sections [10]. Classical Lucas-Washburn equation takes into account viscous, surface tension and gravitational forces. More advanced models incorporate inertial force and entrance pressure loss effects [1, 9]. Newer papers account also parallel-plate and rectangular capillaries [9, 11]. A generalized theoretical analysis [12] gives the results which agree very well with experimental results for different geometries, dimensions and fluids. Despite the fact that the effect of the capillary rise seems a very well understood subject, to our knowledge, there is no analysis on the temporal evolution of the height of rise for the case when DEP forces exist together with capillary forces. Papers that deal with the electric field effects on the capillary dynamics are devoted to electrowetting [2] or electrocapillarity [8] effects only.

The goal of our work is to perform experimental analysis of the influence of the DEP forces on the temporal dependence of the height of rise in capillary system made of two parallel plates constituting two electrodes. The rate of rise is essential for the proper design (selection of the electrodes height) of the flow control system based on a solution proposed by Lackowski in his patent [3]. Knowledge of height of rise dynamics also allows for the selection of the time-dependent parameters of the microfluidic flow controller.

## 2. Laboratory stand

The paper presents the results of experiments conducted on a test stand schematically shown in figure 1. The stand consists of a microchannel, high voltage supply system and optical system for recording and time analysis of the rise rate. The main element of the test stand is a model microchannel consisting of two copper electrodes forming its walls and set at the distance of 300  $\mu\text{m}$ . The sidewall electrodes are made of copper. High voltage is applied to each of the sidewalls. Microchannel model (Fig. 2) is immersed in a specially prepared tank ensuring that the increase of the liquid height between the electrodes causes only a minimal lowering of the liquid level in the tank due to its large volume.

Voltage supply system consisted of arbitrary waveform generator type RIGOL DG 1032 and high-voltage power amplifier type TREK 10/10BS-HS triggered by TTL signal from the image recording controller. Rectangular AC voltage signal was fed to the system electrodes. To control and monitor the sys-

tem operation, an oscilloscope type Tektronix TDS 2022B was used. Linear LED lamp CCS LNSP SW-200 of high luminosity was also utilized during the experiments.

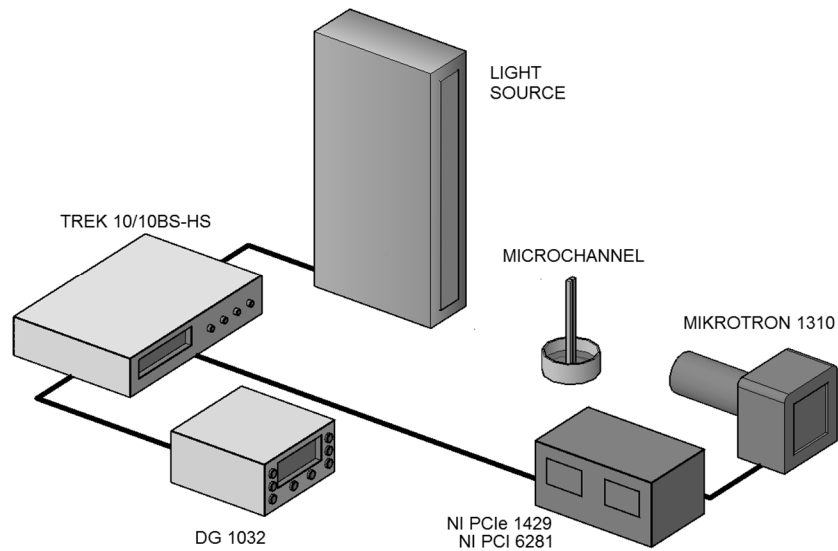


Fig. 1. Schematic view of the laboratory test stand

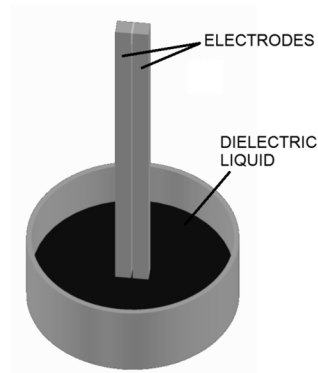


Fig. 2. Schematic view of the microchannel in which time evolution of the height of rise was investigated

The data recording system was based on the use of high-speed monochrome camera Mikrotron 1310 equipped with a Schneider XENOPLAN 2.0/28-0901 lens with a set of extension rings and data acquisition system based on the boards NI 1429 and NI PCI 6281. The systems of data acquisition and video image recording were synchronized. Image analysis was done in LabVIEW environment with NI VISION Development Module. In the experiments, isopropanol was used as a working fluid.

### 3. Experimental results

The height of rise changes over time for different voltages applied to the microchannel electrodes are shown in figure 3. The frequency of the applied rectangular waveform of alternating voltage was 500 Hz. During the measurements, the current flowing in the space between the electrodes forming the microchannel sidewalls was also controlled. Dependence of the height of rise on the applied voltage is shown in figure 4 for a rectangular alternating voltage with a frequency of 500 Hz. It shows the liquid height of rise increase with the growth of the voltage applied to the electrodes - the channel walls.

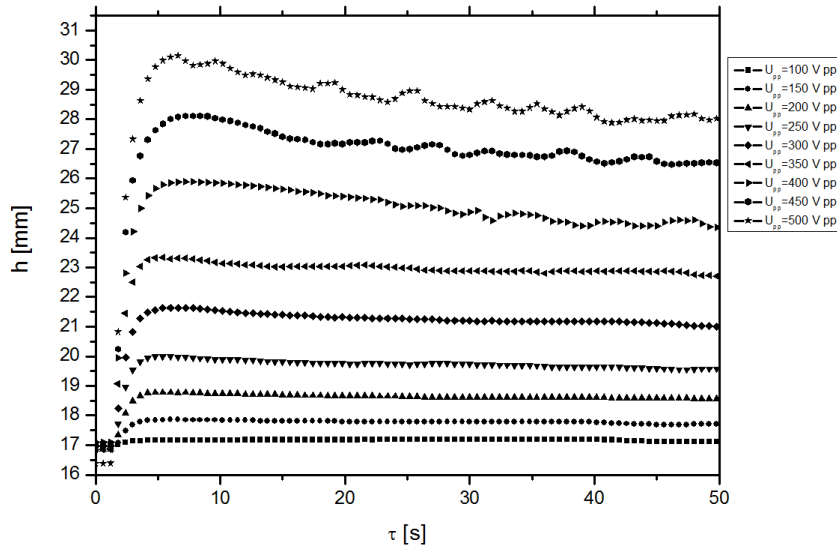


Fig. 3. Liquid height of rise in microchannel of 300  $\mu\text{m}$  width; the frequency of the applied alternating voltage was equal to 500 Hz; the voltage was measured peak-to-peak

It follows from the relationships shown in figure 3 that the achievement of the maximum liquid height of rise in the interelectrode space requires approximately 2 seconds. On the other hand, relatively very high value of the rise indicates that in the design process of the systems based on the phenomenon of dielectrophoresis it is suitable to reduce the height of the electrodes which reduces the range of the regulation but ensures faster response. This is particularly important in the application of the examined phenomenon to control the process of bubble formation during boiling where the lifting velocity is of particular importance. For different voltage applied to the electrodes, the maximum level of liquid is achieved in similar time.

Time evolution of the electric current in the space between the electrodes (microchannel walls) is shown in figure 5. It is seen that the current in the inte-

relectrode space increases with the applied voltage. The measured values of the interelectrode current are low enough to not initiate the boiling of the liquid flowing between the microchannel electrodes. Exemplary photographs showing the height of the dielectric liquid pulling in the interelectrode space for different values of applied voltage are shown in figure 6.

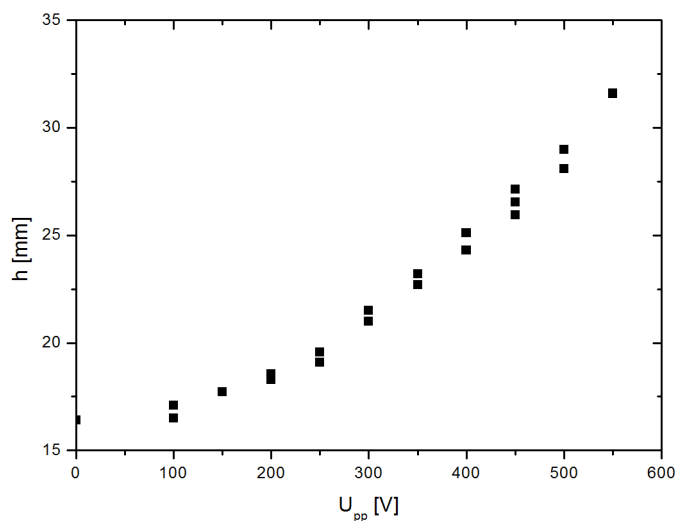


Fig. 4. Height of rise as a function of the voltage applied to the electrodes

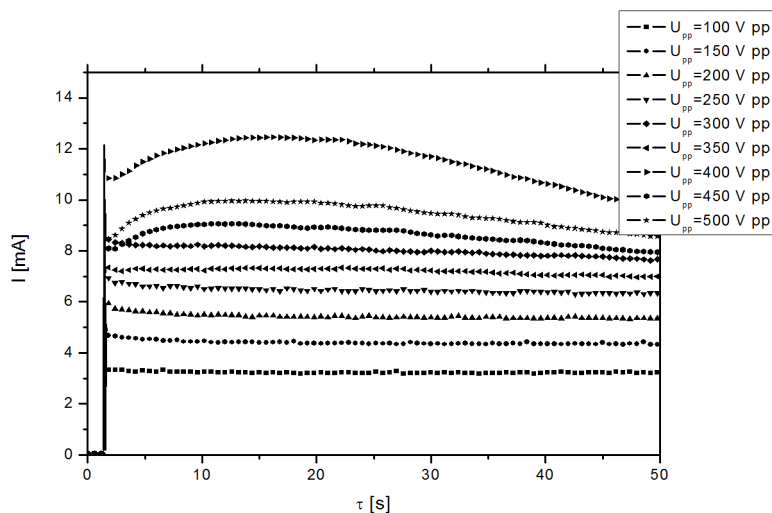


Fig. 5. Time evolution of the electric current for selected values of interelectrode voltage in the investigated microchannel; power supply frequency was 500 Hz



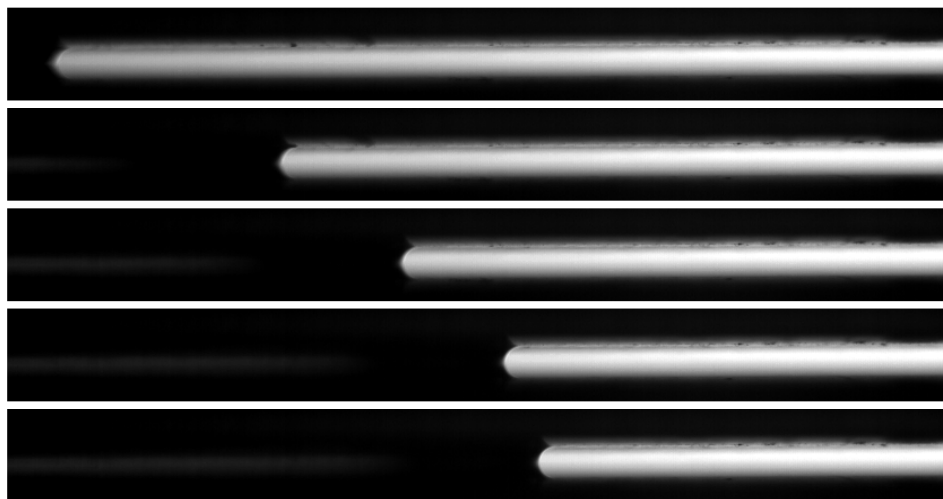


Fig. 6. Example photographs of the liquid rise in the investigated microchannels; top image shows the initial liquid level, succeeding images were taken at time intervals of 0.5 s

#### 4. Conclusions

The paper presents the results of the experimental measurements of the dielectric liquid height of rise in the interelectrode space of a microchannel. As follows from the literature review included in the introduction, such studies in terms of the liquid rise dynamics were not carried out, yet. The results show the temporal response capabilities of devices employing the dielectrophoresis phenomenon which particularly refers to the flow controllers and systems controlling the process of boiling. The data acquired during the investigation of liquid rise dynamics allow for the optimal selection of the target devices operating parameters. Moreover, the gathered results fill the gaps in the literature and in the basic knowledge on the dielectrophoresis phenomenon.

#### Acknowledgement

This research has been supported by National Science Centre within the Project No. 2012/05/B/ST8/02742.

#### References

- [1] Hamraoui A., Nylander T.: Analytical approach for the Lucas-Washburn equation, *J. Colloid Interface Sci.*, 250 (2002) 415-421.
- [2] Hong S.J., Hong J., Seo H.W., Lee S.J., Chung S.K.: Fast electrically driven capillary rise using overdrive voltage, *Langmuir*, 31(2015) 13718-13724.
- [3] Lackowski M.: Device for adjusting flow control rate of liquid, Patent PL 223329.

- [4] Lackowski M.: Dielectrophoresis flow control of volatile fluids in microchannels, *J. Thermal Sci.*, 24 (2015) 1-5.
- [5] Lackowski M., Krupa A., Butrymowicz D.: Dielectrophoresis flow control in microchannels, *J. Electrostatics*, 71(2013) 921-925.
- [6] Lackowski M., Nowakowska H.: Numerical modelling of dielectrophoresis effect in microchannel flow controller - comparison of calculation methods, *Przegląd Elektrotechniczny*, 8 (2016) 95-99.
- [7] Pethig R.: Review article - dielectrophoresis: status of the theory, technology, and applications, *Biomicrofluidics*, 4 (2010) 022811.
- [8] Prins M.W.J., Welters W.J.J., Weekamp J.W.: Fluid control in multichannel structures by electrocapillary pressure, *Science*, 291 (2001) 277-280.
- [9] Waghmare P.R., Mitra S.K.: A comprehensive theoretical model of capillary transport in rectangular microchannels, *Microfluidics Nanofluidics*, 12 (2012) 53-63.
- [10] Washburn E.W.: The dynamics of capillary flow, *Physical Review*, 17 (1921) 273.
- [11] Wu P., Zhang H., Nikolov A., Wasan D.: Rise of the main meniscus in rectangular capillaries: experiments and modeling, *J. Colloid Interface Sci.*, 461 (2016) 195-202.
- [12] Xiao Y., Yang F., Pitchumani R.: A generalized analysis of capillary flows in channels, *J. Colloid Interface Sci.*, 298 (2006) 880-888.

## **EKSPERYMENTALNA ANALIZA WPŁYWU SIŁY DIELEKTROFORETYCZNEJ NA WYSOKOŚĆ PODNOSZENIA CIECZY W SYSTEMIE KAPILARNYM DO KONTROLI PROCESU WRZENIA W MIKROKANALE**

### **Streszczenie**

Kontrola przepływu w mikrokanalach jest jednym z kluczowych zagadnień w wielu obszarach współczesnej technologii, szczególnie w medycynie, bioinżynierii, chemii, a w ostatnich latach również w kontroli procesów termodynamicznych. Niniejszy artykuł prezentuje wyniki badań eksperymentalnych dynamiki ruchu cieczy pomiędzy ściankami mikrokanalu. Ruch ten jest wywołany przyłożeniem do ścianek mikrokanalu napięcia pola elektrycznego (zjawisko dielektroforezy). Zaprezentowane wyniki wypełniają lukę w literaturze przedmiotu, są również ważnym materiałem dla określenia kluczowych parametrów urządzenia takich jak wysokość elektrod mikrokanalu, częstotliwość i wartość napięcia zasilającego, a także wybór przedziałów czasu pomiędzy okresami przykładania napięcia i jego braku. Wszystkie wymienione parametry wpływają na pracę urządzenia.

**Słowa kluczowe:** kontrola szybkości przepływu, mikrokanal, dielektroforeza

DOI: 10.7862/rm.2017.06

*Otrzymano/received: 24.10.2016*

*Zaakceptowano/accepted: 12.01.2017*



Jacek PIELECHA<sup>1</sup>  
Remigiusz JASIŃSKI<sup>2</sup>  
Jarosław MARKOWSKI<sup>3</sup>

## THE EMISSIVITY OF THE TURBINE ENGINE POWERED BY BIOFUEL

Air transport is the youngest and most dynamically developing branch of transport. Growth in demand for air transport, both passenger and freight, is caused by the competitiveness of this branch primarily in terms of time and transport safety. An increase in the volume of air traffic is associated with increased emissions, which is particularly important in the case of aircraft operations in the areas of airports. The main reason for the development of aircraft engines is the reduction of fuel consumption and exhaust emissions. Emission standards for aircraft engines certification marginally treat the issue of particulate matter emissions, which is associated with deterioration of visibility appearing as smog and contributes to lung and heart diseases. One of the solutions for limiting the negative impact of the aircraft on the environment is the use of alternative fuels. Production of biofuels in accordance with the principles of sustainable development, is an attractive alternative, especially because of the lack of space constraints of their production allows the geographical diversification of supply. The article presents the measurements results of jet engine GTM-120 exhaust emissions. The test engine was powered with Jet A-1 fuel with 50-percent addition of bioester. During the test concentration of carbon monoxide, hydrocarbons and particulate matter was measured. On the basis of the measurements, the effect of the use of biofuel on emissions was presented.

**Keywords:** biofuels, jet engine, emissions, air transport

### 1. Introduction

The development of air transport contributes to the increase in the number of conducted flight operations, resulting in the need to increase the number of operated aircraft. The result of the dynamic development of air transport is the increasing demand for fossil fuels that generates increased emissions of harmful exhaust compounds. Emissions from air transport adversely affect air quality,

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Jacek Pielecha, Politechnika Poznańska, ul. Piotrowo 3, 60-965 Poznań, tel. 61-6652118, e-mail: jacek.pielecha@put.poznan.pl

<sup>2</sup> Remigiusz Jasiński, Politechnika Poznańska, e-mail: remigiusz.w.jasinski@doctorate.put.pl

<sup>3</sup> Jarosław Markowski, Politechnika Poznańska, e-mail: jaroslaw.markowski@put.poznan.pl

particularly in the vicinity of the airports; it also contributes to the greenhouse effect. The topic of emissions from combustion engines has gained a lot of interest in the scientific community [1] and involved public opinion [9] due to the known association between exposure to multiple air pollutants and short and long-term effects on human health [16]. In addition, pollution from engines can cause deterioration of visibility [4] and directly or indirectly affect the climate [14].

The growing knowledge of the processes involved in the creation of air pollution from combustion engines and a dynamic development of emission measuring devices lead to the creation of new rules and conditions for the certification of aircraft engines [12]. The first emission standards for aircraft engines were introduced in the late 70s, of the twentieth century, by the International Civil Aviation Organization (ICAO). Key provisions in the framework of measures to reduce the emissions of harmful compounds from aircraft engines have been introduced by ICAO in Volume II of Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation (i.e. The Chicago Convention) [5]. The aforementioned document includes recommendations on the measurement methods of carbon monoxide (CO), nitrogen oxides (NO<sub>x</sub>), hydrocarbons (HC) and smoke number (SN) [6].

The existing situation contributes to stricter requirements for the environmental performance of aircraft engines [15]. One of the ways of meeting the environmental protection requirements for aircraft engines is the introduction of alternative fuels intended for use in aircraft engines. The most common alternative fuels are ethanol, and esters of vegetable origin. Alternative fuels classed for use in air transport must meet strict criteria, including physicochemical properties directly affecting the combustion process, costs of production, availability, impact on the environment in addition to meeting all the safety requirements [2].

The popularity of natural sources of energy based on biomass is the result of limited oil resources. In addition, an increase in global energy demand and interest in the issue of restricting the emissions of harmful exhaust components, promote the development of these kinds of energy sources. Currently, the share of biofuels in comparison with traditional fuels is small, but in the long run, the importance of biofuels and other unconventional energy sources will increase [3]. The use of unconventional energy sources can help to reduce oil consumption [13], and in particular help to balance the proportion between the types of fuels used in transport [8], which is currently dominated by petroleum products [10]. The development of the biofuel market is heavily dependent on the state of oil prices, the spread of new generations of biofuels, as well as the development of alternative energy sources (e.g. wind and solar) that could be implemented in the transport sector. The particular importance for the development of the biofuel market are also prospects for the use of biofuels in civil and military aviation. There is a noticeable increase in interest in biofuels for use in aviation. In con-

nection with the assessment of the possibilities of using biofuels to power turbine engines, a number of laboratory tests have been carried out and test flights using this type of fuel have been conducted. Despite the prevalence of traditional aviation fuels, caused by their operational characteristics, conducted research focuses on the use of plant products to be used as additives to conventional fuels. Research work is being undertaken by leading airline companies (Boeing, Airbus), that are supporting the development of alternative fuels and arrange test flights for aircraft powered with biofuels.

One of the international initiatives supporting the development of biofuels in aviation is the project called BIOJet Abu Dhabi, launched in 2013. The institutions and companies involved in the project include: Boeing, Etihad Airways, Takreer, Total, and Masdar Institute of Science and Technology. The initiative aims to promote the use of biofuels in the aviation sector in the UAE (United Arab Emirates) and focuses on research, development and investment in the production of raw materials and fuel refining capabilities [11].

Actions taken towards environmental protection, done through the use of bio-components in powering turbine engines, are a result of obliging the aviation sector to reduce carbon dioxide emissions and, starting in 2020, moving in line with the EU directive on the Emissions Trading System (ETS). In addition to verify the possibility of using biofuels in aviation, research includes developing new aviation biofuel technologies, based on the use of plants not used in the food and nutrition industry, such as: *jatropha*, *camelina* and *microalgae*.

## 2. Method

Studies on the effects of bioester admixture on the emission of harmful exhaust compounds were carried out using a GTM-120 jet engine installed on a stationary workbench (Fig. 1). The engine consists of a single-stage radial compressor which is connected to a single-stage axial turbine. The GTM-120 engine uses an annular combustion chamber and the fuel is supplied to the set of vaporizers [7]. Engine ignition is initiated using an electric starter, glow plugs and propane-butane gas, which is the engine power supply during this phase of operation. After reaching a certain speed of the motor shaft, the system automatically switches to the appropriate fuel supply. The workbench has an electronic engine control unit, whose task is to perform all the control functions including automatic start-up and cooling. Engine is controlled by adjusting the fuel pump flow. The engine workbench allows for registering and reading parameters such as: the motor shaft speed, temperature of the gases behind the turbine and the engine thrust.

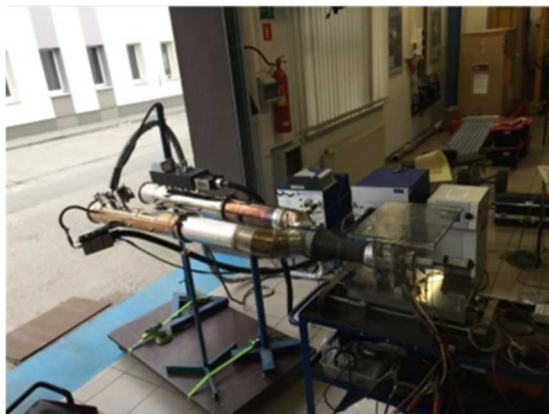


Fig. 1. Engine workbench view

Methyl ester of fatty acids of plant origin, used in this research as an additive to traditional fuel, is produced by catalytic esterification of fat present in vegetable oils with methanol. Such esters may be present in the form of a bio-component as an additive to diesel fuel or independently as a fuel (biodiesel).

The use of methyl esters as biofuels requires meeting the physicochemical demands included in their specific regulations. Some of those parameters depend on the bioesters production technology, for others on the procedure followed for purification, for others still on the type of materials used. The basic raw materials for the preparation of bioesters include vegetable oils predominantly composed of fatty acids with 18 carbon atoms in the chain, and with varying degrees of unsaturation.

The main objective of the research was to assess the emission of harmful compounds in exhaust gases of a jet engine, powered with aviation fuel Jet A-1 with an additive of methyl ester (FAME). For testing the emissions of harmful exhaust compounds a proper gas analyzer was used in combination with an EFM (Exhaust Flow Meter) with a diameter of 125 mm. Additionally, an EFM-HS (High Speed Exhaust Flow Meter) flow meter was used, characterized by a sampling frequency of 2500 Hz, at the same diameter. The application of two flow meters installed in parallel on the workbench enabled the measurement of the mass flow of exhaust from the tested jet engine. The schematic of the engine workbench is shown in Fig. 2.

Measurement of particle diameters was performed with a EEPS 3090 (engine exhaust particle sizer<sup>TM</sup> spectrometer) mass spectrometer. It enabled the measurement of a discrete range of particle diameters (from 5.6 nm to 560 nm) on the basis of their differing speeds. The degree of electric mobility of particulate matter is changed exponentially, and measurement of their size is carried out at a frequency of 10 Hz.

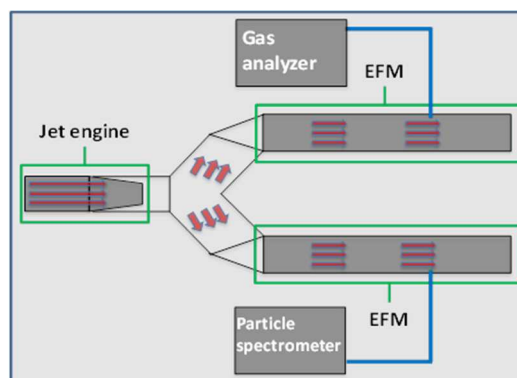


Fig. 2. Engine workbench schematic

Studies of exhaust emissions from the jet engine were performed with two types of fuel. The first test cycle was to perform measurements when engine is supplied with traditional aviation fuel Jet A-1. The results of emissions of harmful exhaust compounds when running on conventional jet fuel were the reference point for the second test cycle, in which the engine was fed a mixture of Jet A-1 with a 50-percent addition of FAME. Each test cycle consisted of measurements carried out with the engine operating parameters set to make it capable of producing thrust in the range between 10 N and 120 N. In the case of particles size distribution, the measurements were carried out according to the level of engine load. Due to the high temperature of the exhaust gases from the tested jet engine the measuring equipment was positioned close to the engine with a specially made platform for the time of measurement, followed by a certain period of time when the sample of exhaust gases was collected. After completing measurements for one set of engine operating parameters the test stand was moved away and changes to the operating parameters of the engine were made.

### 3. The results of measurements and its analysis

Diameter distributions of particles emitted by the engine turbine GTM-120 were determined using an apparatus for measurement of particulate emissions from combustion engines. Figures 3–8 show measurement results for each of the level of engine load.

In the case of an engine powered by pure kerosene at minimum engine load (10%) particles with diameters of 20–40 nm dominates (Fig. 3). The characteristic value of particle diameter distribution obtained from measurements was 30 nm. There were no emissions of particles with diameters greater than 100 nm. Measurement of particles concentration was performed for engine operating points corresponding to the percentage load.



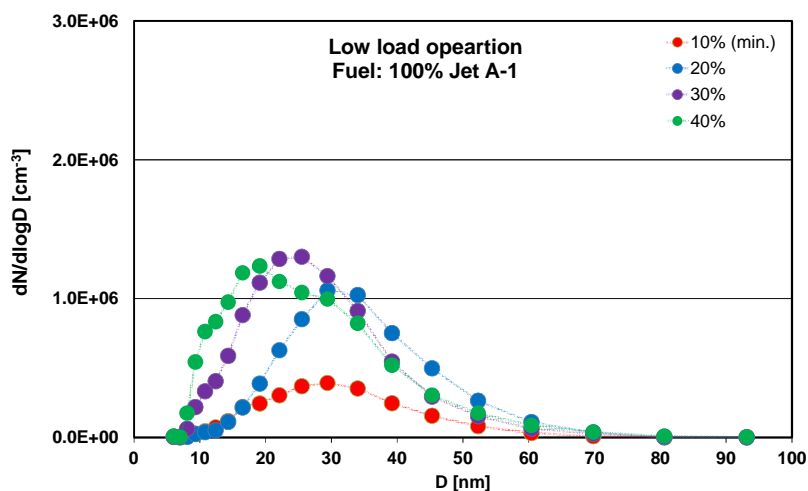


Fig. 3. Dimensional distribution of particles corresponding to low load operation (pure kerosene)

Diametrical distribution of particles emitted in the case of an engine supplied with biofuel admixture, is characterized by an increase in the diameter of the particulate matter in relation to the distribution obtained when the engine was fueled with clean Jet A-1 fuel (Fig. 4). Particle diameters between 20–50 nm were dominant, and the value of the characteristic diameter of the discussed diametrical distribution of particles was 35 nm.

The obtained diametrical distributions of particulate matter for the engine fueled with Jet A-1 and operated at medium level of engine load (Fig. 5) was dominated by small particles with diameters of 20–40 nm. The increase in engine load does not significantly affect dimensional distribution of emitted particles. It can be seen only the fluctuation in the concentration of particles depending on the engine load. There was no emission of particulates with diameters greater than 100 nm. The addition of biofuel resulted in double reduction of the concentration of particles emitted (Fig. 6). For all engine load values in the range of medium loads, the concentration of particles emitted were pretty similar. There were no significant changes in the size distribution of particles. Particles with diameters of 20–40 nm were dominating. There were no emissions of particles with diameters greater than 100 nm.

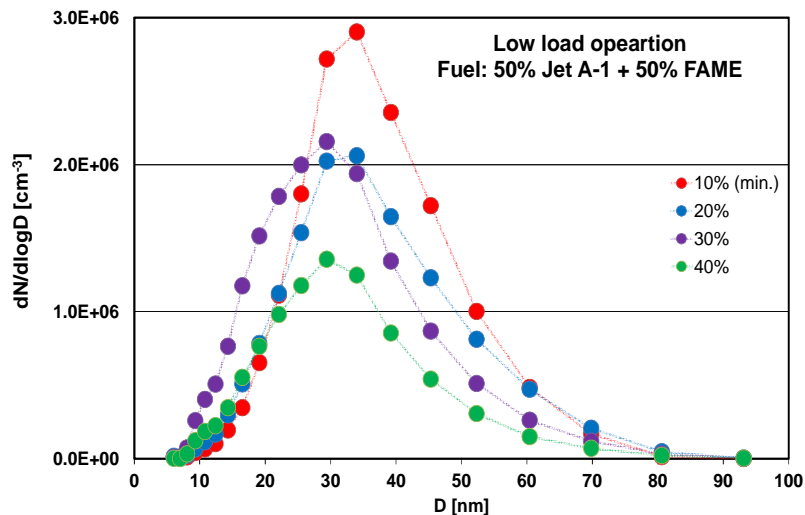


Fig. 4. Dimensional distribution of particles corresponding to low load operation (biofuel admixture)

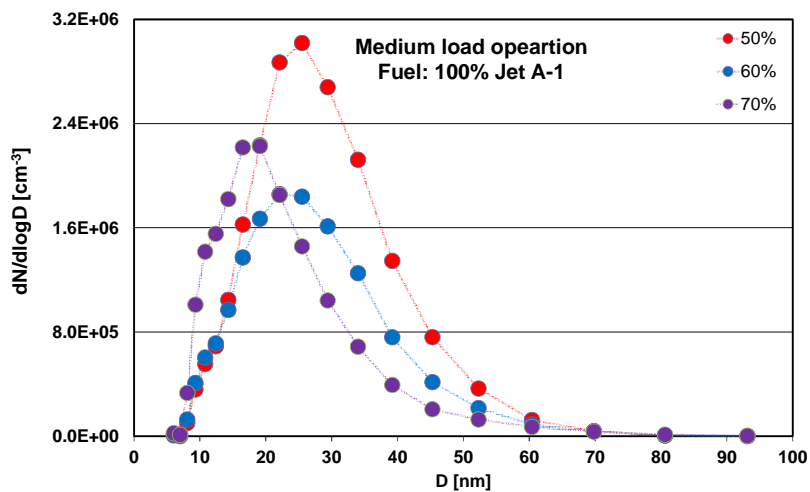


Fig. 5. Dimensional distribution of particles corresponding to medium load operation (pure kerosene)

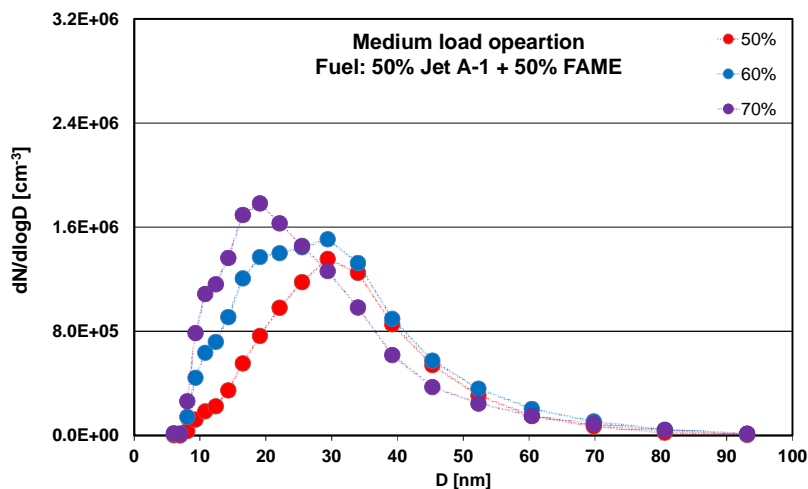


Fig. 6. Dimensional distribution of particles corresponding to medium load operation (biofuel admixture)

Increasing the level of engine load for the engine fueled with Jet A-1 to 80–100% resulted in a reduction of the diameter of particles emitted (Fig. 7). Emissions were dominated by particles with the smallest diameters, from 20 nm to 30 nm. The average diameter of emitted particles has been reduced, but also, the decrease in their scope was found. Particles emitted by the jet engine operating at full load were characterized by the diameter range of 10–20 nm. The concentration values over the range of high load values were similar.

In the case of using biofuel, there were no significant differences in both the concentration and size distribution of particles (Fig. 8). Particles in range 10–20 nm were dominant. In the case of maximum value of engine load the particles concentration was the highest and reached  $3 \cdot 10^6 \text{ cm}^{-3}$ . There were no emissions of particles with diameters greater than 100 nm. Although the average value of the characteristic diameter of the obtained diametrical distribution was the same as in the case of Jet A-1 fuel (20 nm), there is a noticeable increase in the number of particulates having diameters greater than 20 nm.

Using an apparatus for measuring the emissions of harmful exhaust compounds from combustion engines emissions per second of carbon monoxide and hydrocarbons were recorded for the engine fueled with Jet A-1 fuel, and a mixture of Jet A-1 and FAME in a 1:1 ratio. Based on the characteristics of the emissions of harmful compounds and a statistical analysis of the average emission of pollutants per second was determined for each measured value of thrust. In addition, in each case the emissions were determined in relation to the fuel consumption.

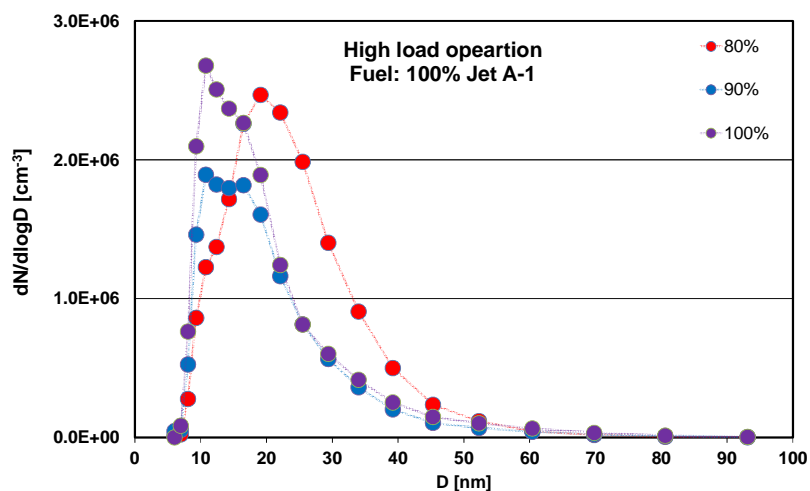


Fig. 7. Dimensional distribution of particles corresponding to high load operation (pure kerosene)

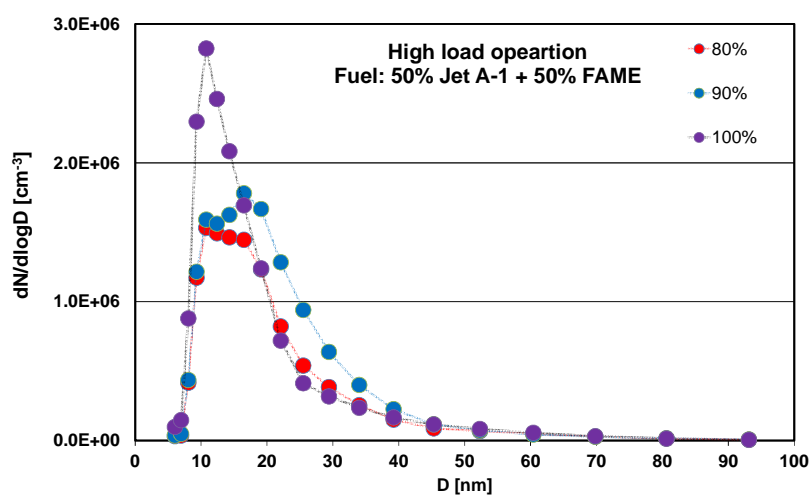


Fig. 8. Dimensional distribution of particles corresponding to high load operation (biofuel admixture)

In the case of an engine powered by pure kerosene in whole range of thrust an increase in the intensity of HC emissions was noticed. At the minimum value of thrust (10 N) the intensity of HC emissions was 50 mg/s (Fig. 9). Along with thrust increasing the intensity of hydrocarbon emissions was growing reaching 140 mg/s at a maximum value of thrust (120 N). The specific HC emissions (in relation to fuel consumption) along with thrust increasing showed a declining

trend. During engine operation at the minimum value of thrust the specific HC emissions was 40 g/kg. In the entire range of thrust it decreased by 30% and reached 27 g/kg.

The most important result of the use of biofuels was a significant reduction in emissions of hydrocarbons (Fig. 10). The main trends of changes in emissions while loading the engine was consistent with measurements made for engine powered by pure Jet A-1. However, specific emission was significantly smaller. For maximum value of thrust reached 20 g/kg, about 25% less than in the case of pure kerosene.

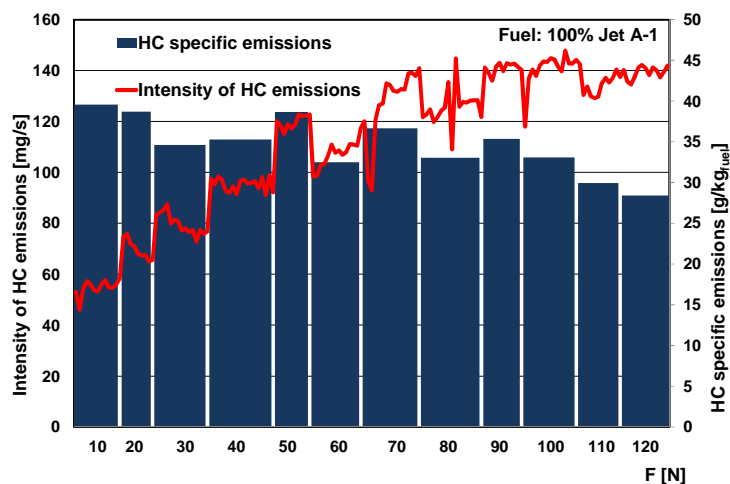


Fig. 9. The intensity of hydrocarbons emissions and the specific emissions for the jet engine powered with Jet A-1 fuel

In the case of an engine powered by pure kerosene in the range of small values of thrust an increase in the intensity of CO emissions was noticed. At the minimum value of thrust (10 N) the intensity of CO emissions was 130 mg/s (Fig. 11). Along with thrust increasing the intensity of CO emissions was growing reaching 350 mg/s at 50 N of thrust. In the course of further increasing the thrust value, the fluctuations of intensity of CO were observed. The specific CO emissions (in relation to fuel consumption) along with thrust increasing showed a declining trend in whole range of thrust. During engine operation at the minimum value of thrust the specific CO emissions was 140 g/kg. In the entire range of thrust it decreased by 50% and reached 70 g/kg at maximum level of thrust.

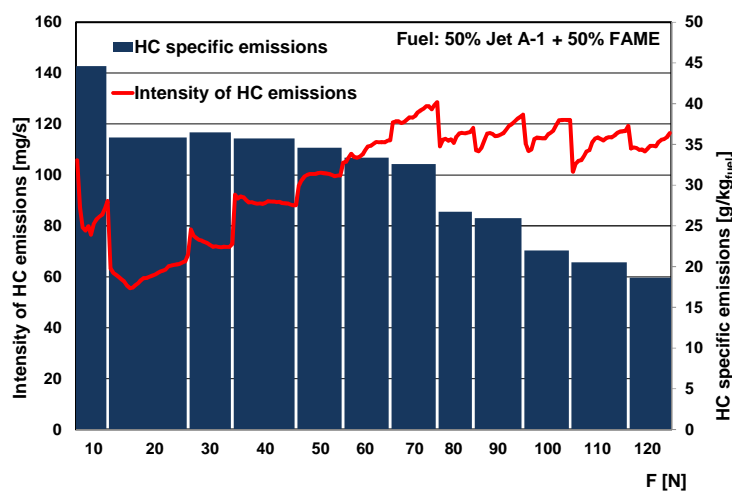


Fig. 10. The intensity of hydrocarbons emissions and the specific emissions for the jet engine powered with biofuel

In the case of engine powered by biofuel the main trends of changes in emissions while loading the engine was consistent with measurements made for engine powered by pure Jet A-1 (Fig. 12). In the range of small values of thrust an increase in intensity of CO emissions was observed. In the course of further increasing the thrust value, the fluctuations of intensity of CO were observed leading to 300 mg/s at maximum level of thrust. The specific emission was slightly smaller at maximum level of thrust in comparison to engine powered by pure kerosene and reached 50 g/kg.

#### 4. Conclusions

In order to consider the effects of the addition of bioester to fuel on the intensity of the emissions of harmful exhaust compounds in aircraft engines, measurements of the emission intensity of carbon monoxide, hydrocarbons and particles were performed for the GTM-120 jet engine, powered with pure kerosene (Jet A-1) and its blend with bioester.

Overall, based on the measurements of particles emissions it can be stated that the use of biofuels has a negligible effect on their emissions. There has been a change in particle concentration, depending on the fuel used in individual ranges of engine load. These differences, however, are not so important to find a significant impact of biofuel on particles emissions.

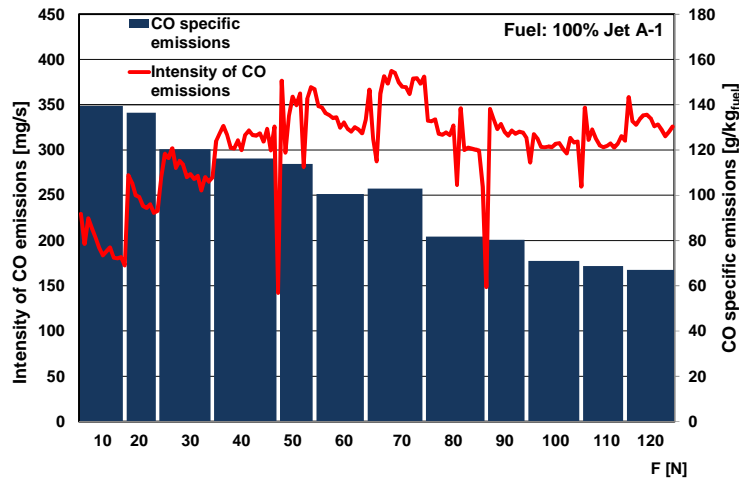


Fig. 11. The intensity of carbon monoxide emissions and the specific emissions for the jet engine powered with Jet A-1 fuel

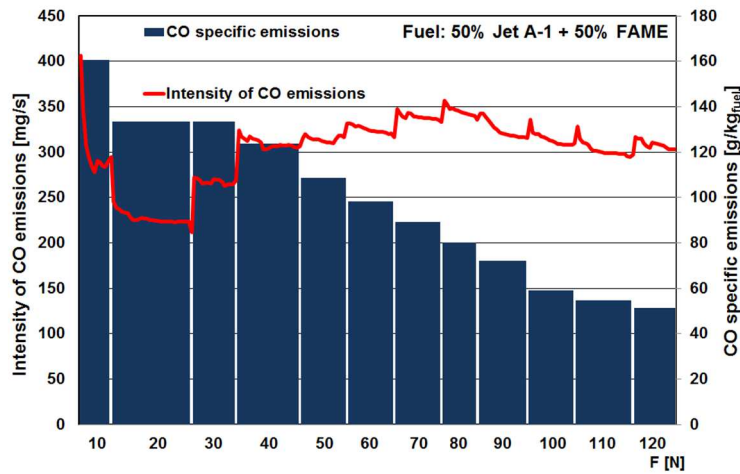


Fig. 12. The intensity of carbon monoxide emissions and the specific emissions for the jet engine powered with biofuel

In the case of gaseous emissions (hydrocarbons and carbon monoxide) significant changes resulting from the use of biofuel were found. In the case of hydrocarbons specific emissions a decrease was found particularly for large values of thrust. The use of biodiesel also resulted in a positive change for the measurement of carbon monoxide emissions. The use of biofuel allowed to reduce the emissions of carbon monoxide, particularly, for large values of thrust.

## References

- [1] Chenga M., Chena H., Young L., Yangc H., Tsai Y., Wange L., Luf L., Cheng C.: Carbonaceous composition changes of heavy-duty diesel engine particles in relation to biodiesels, after treatments and engine loads, *J. Hazardous Materials*, 297 (2015) 234-240.
- [2] Chuck C.J., Donnelly J.: The compatibility of potential bioderived fuels with Jet A-1 aviation Kerosene, *Applied Energy*, 118 (2014) 83-91.
- [3] Górski K., Olszewski W., Lotko W.: Alcohols and ethers as fuels for diesel engines, *Technical Trans., Mechanics*, 105 (2008) 13-24.
- [4] Hyslop N.P.: Impaired visibility: the air pollution people see, *Atmospheric Environment* 43, 182-195.
- [5] ICAO: Convention on International Civil Aviation, 1944.
- [6] ICAO: Environmental Protection (Annex 16) Aircraft Engine Emission, International Standards and Recommended Practices, 2008
- [7] Johnson K., Durbin T., Cocker D., Miller J., Agama R., Moynahan N., Nayak G.: On-road evaluation of a PEMS for measuring gaseous in-use emissions from a heavy-duty diesel vehicle, *SAE Technical Paper Series 2008-01-1300*, 2010.
- [8] Kivits R., Charles M.B., Ryan N.: A post-carbon aviation future: Airports and the transition to a cleaner aviation sector, *Futures*, 42 (2010) 199-211.
- [9] Masiol M., Harrison R.M.: Aircraft engine exhaust emissions and other airport related contributions to ambient air pollution: A review, *Atmospheric Environment*, 95 (2014) 409-455.
- [10] McPhail L.L., Babcock B.A.: Impact of US biofuel policy on US corn and gasoline price variability Lihong, *Energy*, 37 (2012) 505-513.
- [11] Pielecha J., Jasiński R.: The assessment of the effect biofuel additive on jet engine exhaust emission, *Logistyka*, 4 (2015) 815-822.
- [12] Ramanathan V., Feng Y.: Air pollution, greenhouse gases and climate change: Global and regional perspectives, *Atmospheric Environment*, 43 (2009) 37-50.
- [13] Thompson W., Whistance J., Meyer S.: Effects of US biofuel policies on US and world petroleum product markets with consequences for greenhouse gas emissions, *Energy Policy*, 39 (2011) 5509-5518.
- [14] Unal A., Hu Y., Chang M.E., Odman M.T., Russel A.G.: Airport related emissions and impacts on air quality: Application to the Atlanta International Airport, *Atmospheric Environment*, 39 (2005) 5787-5798.
- [15] Winchester N., McConnachie D., Wollersheim C., Waitz I.A., Economic and emissions impacts of renewable fuel goals for aviation in the US, *Transportation Research Part A*, 58 (2013) 116-128.
- [16] Zhang H., Mgara-Gomez K.T., Olson M.R., Okuda T., Walz K.A., Schauer J.J., Kleeman M.J.: Atmospheric impacts of black carbon emission reductions through the strategic use of biodiesel in California, *Sci. Total Environment*, 538 (2015) 412-422.



## EMISYJNOŚĆ TURBINOWEGO SILNIKA ZASILANEGO BIOPALIWEM

### Streszczenie

Transport lotniczy jest najmłodsza i najbardziej dynamicznie rozwijająca się gałęzią transportu. Wzrost zapotrzebowania na przewozy drogą lotniczą, zarówno pasażerskie i towarowe wynika głównie z krótkiego czasu transportu oraz bezpieczeństwa. Wzrost wolumenu transportowego związany jest ze wzrostem emisji związków szkodliwych spalin, co jest szczególnie istotne w kontekście emisji na terenie lotnisk oraz obszarach do nich przyległych. Głównym celem rozwoju konstrukcji silników lotniczych jest zmniejszenie zużycia paliwa i redukcja emisji związków toksycznych. Procedury certyfikacyjne dla silników odrzutowych marginalnie traktują zagadnienie cząstek stałych, które są powodem pogorszenia widzialności oraz chorób płuc i serca. Jednym z rozwiązań ograniczających wpływ transportu lotniczego na środowisko jest stosowanie paliw alternatywnych. W artykule przedstawiono wyniki pomiarów emisji związków szkodliwych silnika odrzutowego GTM-120. Badany silnik zasilany był paliwem Jet A-1 oraz mieszanką ropy lotniczej z biopaliwem. Podczas badań zmierzono wartości stężenia tlenku węgla, węglowodorów oraz cząstek stałych. Na podstawie przeprowadzonych badań przedstawiono wpływ zastosowania biopaliwa na emisję związków szkodliwych.

**Słowa kluczowe:** biopaliwa, silnik odrzutowy, emisja, transport lotniczy

DOI: 10.7862/rm.2017.07

*Otrzymano/received: 12.01.2017*

*Zaakceptowano/accepted: 14.03.2017*

Jacek PIENIAŻEK<sup>1</sup>  
Łukasz ZAJĄCZKOWSKI<sup>2</sup>

## ZAUTOMATYZOWANE STANOWISKO DO BADANIA PRZETWORNIKÓW CIŚNIENIA Z UWZGLĘDNIENIEM TEMPERATURY

W artykule zaprezentowane zostało rozwiązanie techniczne systemu pomiarowego przeznaczonego do wzorcowania przetworników ciśnień. Wykonany system pomiarowy jest złożony z urządzeń pomiarowych objętych centralnym sterowaniem realizowanym przez aplikację zrealizowaną w LabView. Istotnym elementem systemu umożliwiającym badanie przetwornika ciśnienia w różnych temperaturach jest miniaturowa komora termiczna, której zastosowanie stanowi alternatywę dla dużej termokomory. Zaletą programowego sterowania eksperymentem pomiarowym dostarczającym dane do kalibracji przetwornika jest pełna automatyzacja czasochłonnego procesu zbierania danych i sterowania wartościami dwu wielkości (ciśnienia i temperatury) w wielu punktach pomiarowych.

**Słowa kluczowe:** system pomiarowy, kompensacja temperaturowa, wzorcowanie przetwornika ciśnienia, programowanie w LabView

### 1. Wprowadzenie

Dokładność pozyskiwanych wartości zmiennych stanu opisujących lot samolotu jest krytyczna dla poprawności realizacji operacji lotniczych oraz wpływa na bezpieczeństwo lotów. Dokładność pomiaru ogranicza możliwość określenia rzeczywistego zachowania się obiektu, którego stan jest mierzony. To oznacza, że podczas sterowania z wykorzystaniem niedokładnej wartości wielkości sterowanej konieczne jest zachowanie marginesu bezpieczeństwa, często także ograniczenia szybkości reakcji układu sterującego. Dokładność pomiaru jest szczególnie krytyczna w zadaniach identyfikacji modelu obiektu, kiedy błędy pomiaru skutkują nieprawidłową informacją o zachowaniu się badanego obiektu.

Poprawność działania układów pomiarowych jest określona przez uzyskiwaną dokładność pomiaru. Stąd konieczne jest uwzględnienie w procesie projektowania urządzeń pomiarowych takich czynników jak temperatura, ciśnienie,

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji: Jacek Pieniążek, Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 12, 35-959 Rzeszów, tel. 17 865 1783, e-mail: jp@prz.edu.pl

<sup>2</sup> Łukasz Zajączkowski, e-mail: lukaszajaczkowski@interia.pl

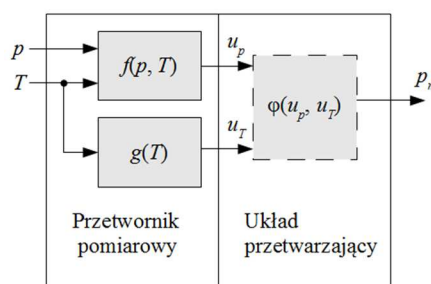
wilgotność, stałe i zmienne przyspieszenie oraz różnego rodzaju oddziaływania elektromagnetyczne, które wpływając na układ pomiarowy powodują błędy dodatkowe. Ogólnie największy wpływ na dokładność pomiaru ma przetwornik pierwotny i zwykle ten element nie tylko reaguje na wartość mierzoną, ale jest także wrażliwy na temperaturę. Redukcja błędu temperaturowego jest możliwa poprzez wykonanie kompensacji temperaturowej. Stosuje się dwie odmiany, kompensacja układowa i programowa, lecz osiągnięcie wysokiej dokładności w szerokim zakresie warunków środowiskowych umożliwia jedynie kompensacja programowa, gdyż daje możliwość uwzględnienia pełnej charakterystyki przetwornika, w tym nieliniowości i wpływu temperatury.

Realizacja kompensacji temperaturowej wymaga rozbudowania procesu wzorcowania przetwornika. Typowe wzorcowanie przeprowadzane jest w laboratorium metrologicznym w ustalonych warunkach klimatycznych, gdy często urządzenia pomiarowe, zwłaszcza takie, które dostarczają sygnałów dla systemów sterowania, pracują w szerszym zakresie warunków otoczenia [10]. Stąd w procesie wzorcowania przetworników pojawia się konieczność badania wpływu różnych czynników zakłócających, z których najważniejszym jest temperatura. Na przykład, aby lotniczy układ pomiarowy spełnił wymagania normy DO-160 [11] czyli prawidłowo pracował w warunkach wynikających ze strefy w jakiej jest instalowany, to na etapie projektowania konieczne jest poznanie wpływu zakłóceń obejmujących zarówno czynniki środowiskowe (temperatura, wilgotność, ciśnienie) jak i wpływ przyspieszeń stałych i zmiennych oraz różnego rodzaju oddziaływań elektromagnetycznych na elementy urządzenia. Na tej podstawie można zastosować rozwiązania takie jak poprawne zaprojektowanie układów elektronicznych i ich topografii oraz obudowanie, które zredukują efekt zakłóceń do akceptowalnego poziomu.

Poznanie rzeczywistych charakterystyk przetworników pomiarowych pierwotnych może posłużyć do znacznej poprawy jakości pomiaru. Znając to jak przetwornik reaguje na zakłócenie możliwa jest kompensacja wpływu tego zakłócenia [4, 5]. Na rysunku 1 przedstawiono ogólną strukturę układu programowej kompensacji temperatury, w którym na etapie przetwarzania sygnałów wykonywana jest kompensacja temperatury przy wykorzystaniu odwrotnej charakterystyki przetwornika pomiarowego. Jednak, aby poznać charakterystyki przetwornika pomiarowego konieczne jest wykonanie badań, które dostarczą informacji niezbędnych do aproksymacji rzeczywistej charakterystyki. Zastosowanie aproksymacji wynika z rzeczywistych charakterystyk zarówno samego przetwornika jak i stanowiska do wzorcowania. Ze względu na szumy sygnałów pomiarowych, zmienność wartości wielkości mierzonej i zakłóceń występujące w warunkach rzeczywistych konieczne jest uśrednienie uzyskiwanych wyników.

Metody aproksymacji obejmujące zarówno klasyczne dopasowanie funkcji o danej postaci [8] jak i metody sztucznej inteligencji takie jak system logiki rozmytej typu Takagi-Sugeno [3] czy sieci neuronowe [1] nie będą omawiane

w niniejszym artykule. Zwrócimy jedynie uwagę, że opisywany system pomiarowy służy do dostarczenia danych do realizacji wymienionych algorytmów. Pozyskane w taki sposób wyniki pomiarów wykorzystano w opracowaniu dotyczącym zastosowania uczenia w układzie pomiarowym [7].



Rys. 1. Układ pomiarowy ciśnienia z programową kompensacją temperatury,  $f$  - funkcja przetwarzania (charakterystyka) przetwornika ciśnienia,  $g$  - charakterystyka przetwornika temperatury,  $\varphi$  - charakterystyka odwrotna przetwornika

Fig. 1. Pressure measurement system with software temperature compensation,  $f$  - pressure sensor function,  $g$  - temperature sensor function,  $\varphi$  - inverse pressure sensor function

## 2. Kompensacja temperaturowa przetwornika ciśnienia

Zróznicowanie wymagań dotyczących przetworników ciśnień wykorzystywanych w różnych układach pomiarowych jest przyczyną istnienia w ofercie przetworników znacznie różniących się pod względem dokładności. Dokładne badanie charakterystyk jest wymagane w takich zadaniach jak pomiary aerometryczne stosowane w lotnictwie (np. pomiar wysokości ciśnieniowej, pomiar prędkości lotu) oraz badaniach różnych przepływów (np. pomiar aerodynamiczny kątów opływu). Osiągnięcie dokładności odpowiadającej klasie 0.1, i lepszej, wymaga uwzględnienia pełnej charakterystyki przetwornika. Natomiast wzorcowanie przetworników klasy 1 można zrealizować z wystarczającą dokładnością metodą dwupunktową. Na sygnał wyjściowy przetwornika wpływają następujące czynniki:

- nieliniowość charakterystyki odpowiedzi na sygnał mierzony ( $p$ ),
- zmiany charakterystyki pod wpływem temperatury, które w ograniczonym zakresie opisuje się jako zmianę czułości i przesunięcie charakterystyki (zera),
- wpływ innych zewnętrznych czynników zakłócających (np. przyspieszenie stałe, wibracje),
- wpływ czynników wewnętrznych jak zakłócenia zasilania przetwornika czy zakłócenia elektromagnetyczne,
- zależność poziomu szumu w sygnale od warunków – typowo szum narasta wraz ze wzrostem temperatury,

- histereza - czyli różne odkształcenia elementu pomiarowego a wskutek tego różne wskazania w zależności od znaku zmiany ciśnienia,
- histereza temperaturowa - zmieniająca się charakterystyka przetwornika w wyniku przejścia cyklu zmian temperatury,
- stabilność wskazań (krótkookresowa i długookresowa).

Funkcja przetwarzania przetwornika (1) uwzględnia jawnie dwa pierwsze czynniki.

$$u_p = f(p, T) \quad (1)$$

Inne zakłócenia (jak stałe przyspieszenie) można także ująć w funkcji (1) jako dodatkową zmienną. Pewne czynniki będą miały wpływ (np. drgania) na zwiększenie poziomu szumu na wyjściu przetwornika. Zakłócenia wewnętrzne powinny być zredukowane w rozwiązaniu konstrukcyjnym przetwornika i układu pomiarowego. Natomiast histereza oraz stabilność krótkookresowa limitują dokładność pomiarów wykonywanych określonym przetwornikiem. Charakterystykę odwrotną przetwornika opisują wzory (2) lub (3).

$$p = \varphi(u_p, T) \quad (2)$$

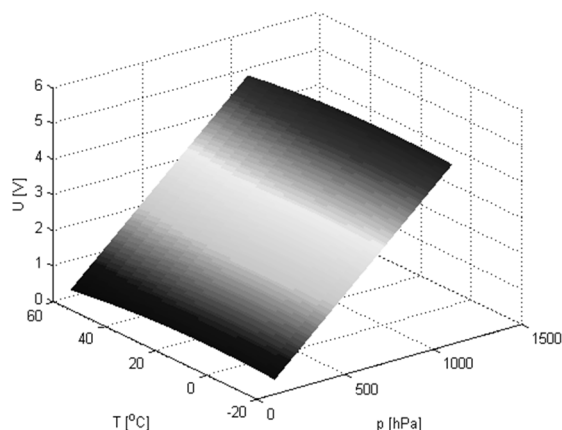
$$p = \varphi(u_p, u_T) \quad (3)$$

Wynik pomiaru jest wyliczany na podstawie sygnału uzyskiwanego z przetwornika i informacji o wielkości zakłócenia (tu jako temperatura lub sygnał wyjściowy z czujnika temperatury - zależnie od sposobu wzorcowania). Istnienie jednoznacznego odwzorowania odwrotnego warunkuje możliwość kompensacji wpływu zakłócenia.

Metody kompensacji wpływu temperatury można podzielić na dwie grupy: kompensację układową oraz kompensację programową. Pierwsza metoda polega na tym, że w układzie elektronicznym przetwornika umieszcza się element, którego wpływ na sygnał wyjściowy spowodowany zakłóceniem ma przeciwny znak w porównaniu do oddziaływania za przetwornik. Ze względu na ograniczoną możliwość kształtowania charakterystyk takich elementów kompensacja sprzętowa redukuje błąd do pewnego poziomu. Stąd przetworniki ciśnień skompensowane w układzie cechują się lepszymi parametrami od nieskompensowanych lecz nadal wpływ temperatury jest na takim poziomie, że zmiany temperatury o ok. 10°C powodują błąd ponad 0.1% zakresu przetwornika [6, 9].

Kompensacja programowa polega na wprowadzeniu zależności (2) lub (3) w oprogramowaniu układu pomiarowego. Aby jednak było możliwe wprowadzenie tej zależności konieczne jest wykonanie badania przetwornika, które dostarczy dane dla aproksymacji poszukiwanej funkcji.

Dla zobrazowania redukcji błęd, która jest osiągalna po przeprowadzeniu wzorcowania z kompensacją programową zostaną zaprezentowane wyniki badania przetwornika ciśnienia absolutnego dla wysokościomierza barometrycznego (zakres 1100hPa). Charakterystykę przetwornika obrazuje wykres powierzchni aproksymującej punkty zebrane podczas wzorcowania podany na rys. 2. Widoczne jest odkształcenie charakterystyki spowodowane temperaturą.



Rys. 2. Wizualizacja charakterystyki przetwornika ciśnienia

Fig. 2. The visualization of the response of the pressure transducer

Dla oceny ilościowej wykorzystane zostało odchylenie standardowe  $\sigma$  liczonego według zależności (4).

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1..N}^{(p, u_p, u_T)_k} (\hat{\phi}(u_p, u_T) - p)^2} \quad (4)$$

W zależności (4)  $\hat{\phi}$  jest aproksymacją charakterystyki przetwornika,  $N$  jest liczbą punktów w jakich liczone są błędy odwzorowania charakterystyki,  $(p, u_p, u_T)_k$  - jest punktem pomiarowym zawierającym wartość rzeczywistą ciśnienia, napięcie wyjściowe z przetwornika ciśnienia i napięcie wyjściowe z przetwornika temperatury.

Wartości  $\sigma$  umieszczone w tabeli 1 dla różnych sposobów aproksymacji (wielomiany odpowiednich stopni oraz system rozmyty) pokazują konieczność uwzględnienia temperatury podczas skalowania. Ważne jest także przeprowadzenie pomiarów w wielu punktach, aby odwzorować nieliniowość rzeczywistej charakterystyki.

Tabela 1. Odchylenia standardowe błędów w zależności od rodzaju aproksymacji

Table 1. Standard deviations of the error depending on the type of approximation

Rząd wielomianu	Bez T	Wielomiany z uwzględnieniem T				Takagi-Sugeno
	n = 1	n = 1	n = 2	n = 3	n = 4	
$\sigma$ , hPa	2.1	0.73	0.41	0.12	0.091	0.090

### 3. System pomiarowy do badania przetworników

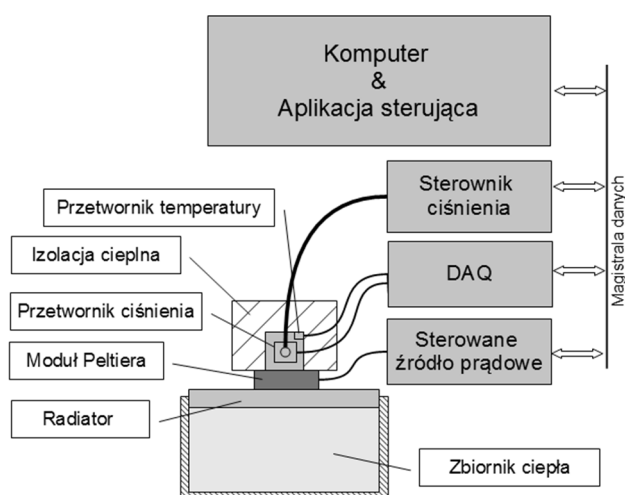
Badanie przetwornika z uwzględnieniem wpływu temperatury wymaga utworzenia stanowiska, w którym będzie możliwość sterowania zarówno wielkością mierzoną (czyli ciśnieniem) jak i temperaturą przetwornika. Możliwe są dwa rozwiązania:

- umieszczenie przetwornika w komorze termicznej i sterowanie ciśnieniem,
- umieszczenie przetwornika w termobarokomorze i sterowanie obydwoma wielkościami.

Drugie rozwiązanie jest limitowane stabilnością utrzymywania ciśnienia przez termobarokomorę. Z tego powodu w badaniach [2], mimo zastosowania termobarokomorzy, sterowanie ciśnieniem dostarczonym do przetworników odbywało się z zewnętrznego kalibratora. Istotną wadą zastosowania dużej komory jest wprowadzenie znaczącej pojemności cieplnej. Skutkuje to długimi czasami osiągnięcia stanu ustalonego i wymaganiem dużej mocy układów chłodzenia i grzania. W pierwszym z rozwiązań wielkość komory można znacząco zredukować. Proponuje się rozwiązanie polegające na utworzeniu stanowiska, którego ideę zaprezentowano na rysunku 3. Sterowanie wartości temperatury odbywa się poprzez sterowanie prądem zasilającym moduł Peltiera. Przetwornik temperatury dostarcza sygnał sprzężenia zwrotnego dla układu sterowania temperaturą oraz informacje o aktualnej temperaturze badanego przetwornika.

Odprowadzanie ciepła rozwiązano poprzez zastosowanie zbiornika ciepła, do którego moduł Peltiera przekazuje energię w trakcie chłodzenia i z którego pobiera ją (częściowo) w trakcie ogrzewania badanego przetwornika. Pozostałe elementy systemu pomiarowego to:

- kalibrator ciśnień (sterownik ciśnienia), który służy do sterowania ciśnieniem lub ciśnieniami (zależnie od rodzaju przetwornika) oraz realizuje pomiar wzorcowy zadawanego ciśnienia,
- moduł akwizycji danych (DAQ), który służy do pomiaru sygnałów napięciowych (pomiar temperatury),
- woltomierz (multimetr), którym mierzone jest napięcie wyjściowe z przetwornika ciśnienia.



Rys. 3. Struktura stanowiska pomiarowego do wzorcowania przetworników ciśnień

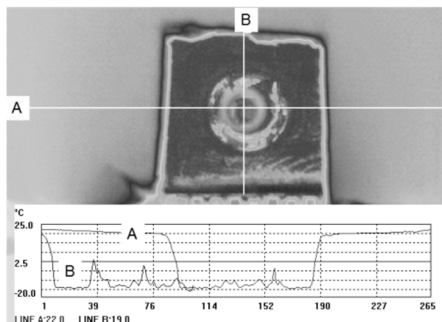
Fig. 3. Structure of the measurement stand for pressure transducer calibration

Zastosowana tu wersja oprogramowania stanowiska umożliwia współpracę z kalibratorem PACE6000, multimetrem 34410A i kartą pomiarową NI-USB 6216 (lub inną zgodną ze sterownikiem NI-DAQmx). Dodatkowo, ze względu na konieczność zmiany polaryzacji prądu zasilającego moduł Peltiera jedno z wyjść binarnych karty zostało wykorzystane do sterowania przekaźnikiem zmieniającym polaryzację zasilania. Na rysunku 4 widoczne są rozkłady temperatur i obraz termiczny przetwornika ciśnienia (przecięcie linii) umieszczonego w bloku izotermicznym (ciemny kwadrat - temperatura ok.  $-15^{\circ}\text{C}$ ) izolowanym (w przekroju A temperatura izolacji ponad  $20^{\circ}\text{C}$ ) i chłodzonym od dołu przez moduł Peltiera. Widoczne nierównomierności temperatury są to fragmenty pasty termoprzewodzącej, która wobec zdjęcia izolacji czołowej ma wyższą temperaturę niż blok izotermiczny i sam przetwornik. Pomiar temperatury przetwornika należy realizować tak jak w urządzeniu docelowym co powoduje, że na dokładność kompensacji ma wpływ jedynie stabilność przetwornika temperatury.

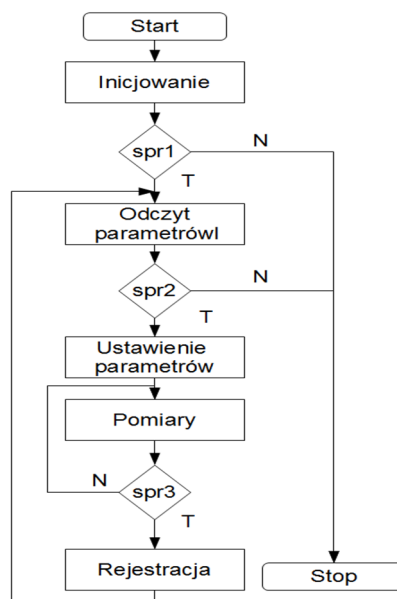
Celem eksperymentu jest uzyskanie informacji niezbędnej do aproksymacji funkcji odtwarzającej przetwornika. To powoduje konieczność przeprowadzenia badania w przedziale eksploatacyjnego zakresu temperatur i przedziale mierzonych ciśnień. Zagęszczanie siatki punktów pomiarowych w planie eksperymentu umożliwia zwiększenie dokładności odtworzenia funkcji  $\varphi$ , lecz wiąże się z wydłużeniem czasu realizacji badania. Dotyczy zwłaszcza badania wpływu temperatury ze względu na stosunkowo długi czas osiągnięcia stanu ustalonego.



Mimo zastosowania komory termicznej o małej pojemności cieplnej każda zmiana temperatury wprowadza w eksperymencie co najmniej kilkuminutową przerwę w zbieraniu danych (czas ustalania się temperatury widać na rysunku 6 w [7], gdzie w badaniach wykorzystano komorę opisywaną w rozdz. 3 a cały proces zbierania danych trwał ok. 6 godzin).



Rys. 4. Obraz termiczny komory  
Fig. 4. Thermal image of chamber



Rys. 5. Algorytm sterowania procesem pomiarowym  
Fig. 5. Algorithm controlling the measurement process

Algorytm działania programu zaprezentowano na rys. 5. Po zainicjowaniu wszystkich urządzeń, o ile inicjowanie zakończyło się sukcesem (spr1), rozpoczyna pracę główna pętla programu. W kolejnych cyklach po odczycie parametrów zadanych w planie badania bądź wprowadzonych przez użytkownika system steruje temperaturą i ciśnieniem aż do osiągnięcia wartości żądanych parametrów (spr2). Po stwierdzeniu ustalenia się wartości temperatury i ciśnienia (spr3) następuje rejestracja wyników pomiaru i rozpoczyna się kolejny cykl.

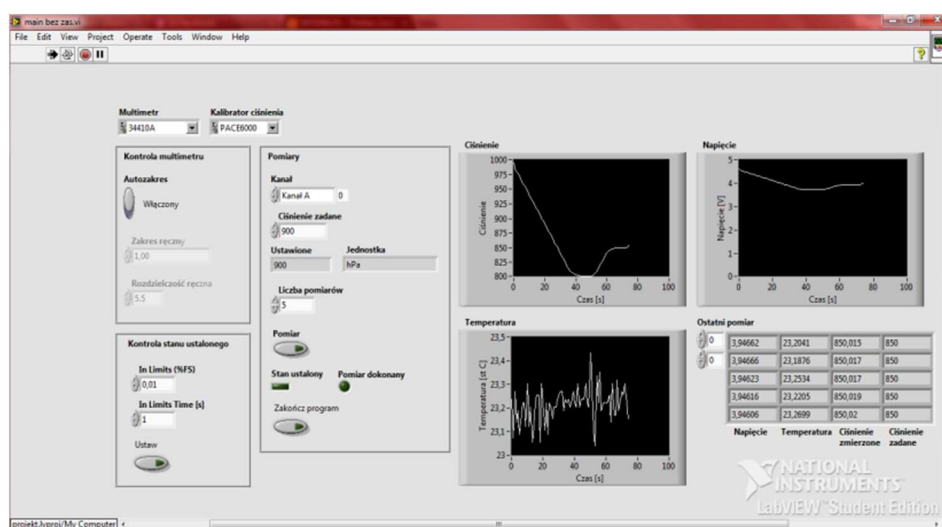
Proces rejestracji uwzględnia występowanie zakłóceń o charakterze losowym. Redukcję zniekształceń spowodowanych wpływem szumu uzyskuje się poprzez wielokrotny pomiar w stanie ustalonym i wykorzystanie uśrednionej wartości jako punktu charakterystyki.

#### 4. Oprogramowanie systemu pomiarowego

Oprogramowanie systemu pomiarowego można realizować z zastosowaniem różnych narzędzi od języków ogólnego przeznaczenia do specjalizowanych narzędzi programistycznych jakim jest środowisko LabView zastosowane w niniejszej aplikacji. Oprogramowanie składa się z dwu części:

- interfejsu użytkownika,
- algorytmu działania.

Interfejs użytkownika został zaprezentowany na rysunku 6. W bloku sterującym zawiera elementy, które służą do określenia parametrów dla urządzeń stanowiska pomiarowego oraz parametrów procesu sterowania eksperymentem. Dodatkowo wprowadzone zostały elementy prezentujące stan procesu pomiarowego w formie wykresów i tabeli wyników.

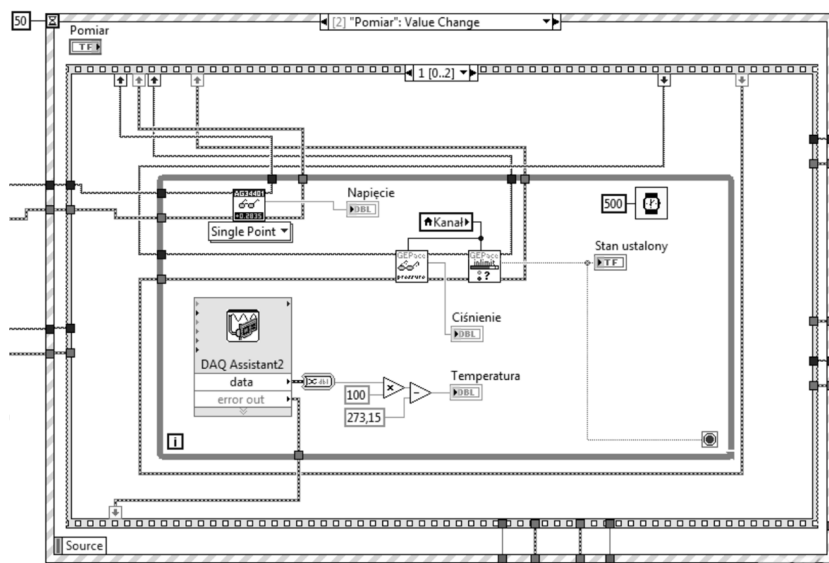


Rys. 6. Interfejs programu sterującego eksperymentem pomiarowym

Fig. 6. Interface of the software controlling the measurement experiment

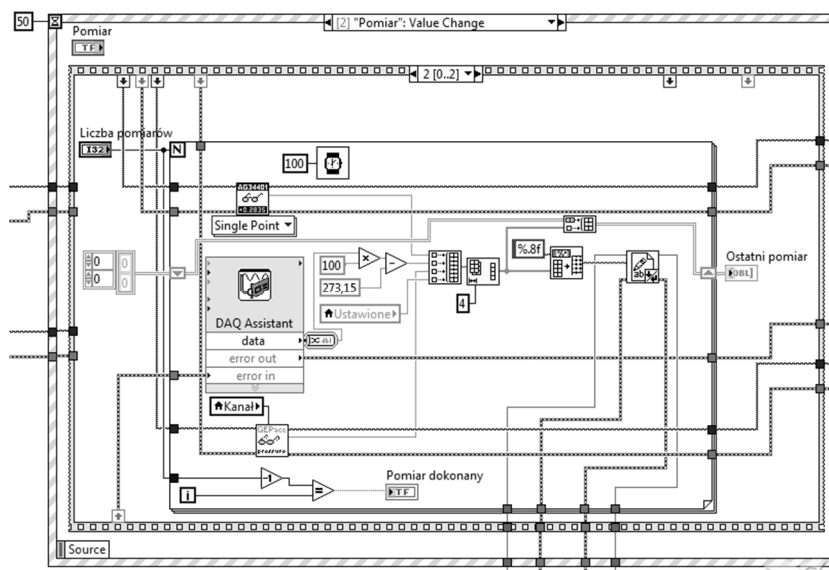
Na rysunkach 7 oraz 8 zaprezentowane zostały fragmenty kodu programu, utworzonego w graficznym języku G. Idea tego sposobu programowania wynika z przyjęcia zasady sterowania pracą programu zgodnie z przepływem danych oraz tworzeniu oprogramowania metodą graficzną. Widoczne fragmenty są to kody wywoływane warunkowo. Fragment programu będącego realizacją funkcji pomiaru i detekcji stanu ustalonego (rys. 7) analizuje wyniki pomiaru aż do stwierdzenia osiągnięcia stanu ustalonego. Następnie następuje przełączenie konfiguracji na tryb pomiaru i rejestracji (rys. 8), w którym to trybie w pętli zbierane są wyniki. Następnie po uśrednieniu wartości poszczególnych sygna-

łów są rejestrowane jako jeden punkt pomiarowy. Zapis jest powtarzany w zależności od ustawionej liczby próbek.



Rys. 7. Fragment programu wykonujący pomiary i wykrywający stan ustalony

Fig. 7. Fragment of program realized measurement and detection of the steady state condition



Rys. 8. Fragment programu wykonujący pomiary i rejestrujący wyniki

Fig. 8. Fragment of program realized measurement and recording results

## 5. Podsumowanie

Artykuł prezentuje rozwiązanie techniczne zadania pomiarowego dotyczącego wzorcowania przetwornika ciśnienia. Uzasadnieniem wzorcowania z uwzględnieniem wpływu temperatury jest możliwość znacznej redukcji błęd pomiaru, ponad dziesięciokrotnie w porównaniu z wzorcowaniem w jednej temperaturze, jeśli przetwornik przeznaczony jest do pracy w warunkach braku stabilizacji termicznej. Opisana aplikacja umożliwia zautomatyzowanie czasochłonnego procesu zbierania danych co w efekcie redukuje nakład pracy człowieka. Natomiast zaproponowane rozwiązanie układu sterowania temperaturą badanego przetwornika jest stosunkowo tanią alternatywą dla komór termicznych, charakteryzując się dodatkowo mniejszą bezwładnością cieplną.

Należy zwrócić uwagę, że liczba punktów pomiarowych w planie eksperymentu wpływa na błędy odwzorowania charakterystyki danego przetwornika. Wynikowa dokładność wzorcowania jest uwarunkowana klasą zastosowanych narzędzi pomiarowych; tu krytyczna jest dokładność kalibratora ciśnień.

## Literatura

- [1] Arpaia P., Daponte P., Grimaldi D., Michaeli L.: ANN-based error reduction for experimentally modeled sensors, *IEEE Trans. Instrum. Measurement*, 51 (2002) 23-30.
- [2] Ciecinski P., Nowak D., Pieniazek J., Walek L.: Integrated measurement system for UAV, *Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace)*, IEEE Xplore, 2015, pp. 446-451.
- [3] Depari A., Flammini A., Marioli D., Taroni A.: Application of an ANFIS Algorithm to Sensor Data Processing, *IEEE Trans. Instrum. Measurement*, 56 (2007) 75-79.
- [4] Fraden J.: *Handbook of Modern Sensors*, 4th edition, Springer, 2010.
- [5] van der Horn G., Huijsing J. L.: *Integrated Smart Sensors, Design and Calibration*, Springer Science, Business Media Dordrecht 1998.
- [6] Lee B., Kim K., Park H., Shin S.: Calibration and temperature compensation of silicon pressure sensors using ion-implanted trimming resistors, *Sensors Actuators, A72* (1999) 148-152.
- [7] Pieniążek J., Ciecinski P.: Measurement device with learned sensor, *Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace)*, IEEE Xplore, 2014, pp. 260-264.
- [8] Soderstrom T., Stoica P.: *System Identification*, Prentice Hall, London, 1989.
- [9] Zajączkowski Ł.: *Sterowanie systemem pomiarowym z wykorzystaniem środowiska LabVIEW*, praca inżynierska, WBMiL, Politechnika Rzeszowska, 2014.
- [10] Wang Q., Ding J., Wang W.: Fabrication and temperature coefficient compensation technology of low cost high temperature pressure sensor, *Sensors Actuators, A 120* (2005) 468-473.
- [11] DO-160G Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment, RTCA, 2010.

## **AUTOMATED STAND FOR TESTING PRESSURE TRANSDUCES INCLUDING TEMPERATURE EFFECT**

### **S u m m a r y**

This paper presents the technical solution of the measurement system for pressure transducers calibration. The system consists of measurement devices which are controlled by the software developed in LabView. An essential component of the system enabling investigation of the transducer in different temperature is a miniature thermal chamber which was designed as alternative to the large thermal chamber. The advantage of software control of measuring experiment supplied data for calibration of transducer is fully automation of the time-consuming process of data acquisition and controlling the values of pressure and temperature in many measuring points.

**Keywords:** measurement system, temperature compensation, pressure transducer calibration, LabView programming

DOI: 10.7862/rm.2017.08

*Otrzymano/received: 25.11.2016*

*Zaakceptowano/accepted: 23.02.2017*

Gennady SHUSHKEVICH<sup>1</sup>

Svetlana SHUSHKEVICH<sup>2</sup>

Aleksandr KUTS<sup>3</sup>

## ON THE SCATTERING OF ELECTROMAGNETIC WAVES BY BI-ISOTROPIC SPHERICAL SHELL

In this article an analytical solution of the problem of scattering of electromagnetic waves on bi-isotropic spherical shell has been presented. Secondary electromagnetic fields are introduced as a superposition of spherical vector wave functions. The solution of the boundary problem is reduced to solving a system of linear algebraic equations for the coefficients which are included in the presentation of the secondary fields. The formula to calculate the directional diagram of electric field in the far field and numerical results for different values of parameters have been obtained. The results may find practical application in the development and design of electromagnetic screens.

**Keywords:** bi-isotropic spherical shell, electromagnetic waves, spherical vector wave functions, directional diagram of electric field

### 1. Introduction

Within electrodynamics the interest to the study of complex electromagnetic medium has increased in the mid-80s of the XX century. The chiral medium is an example of such a medium that is a set of conductive mirror-asymmetric microelements in the isotropic magnetoelectric medium. In [1-3] the detailed classification of chiral media is described. Bi-isotropic media are a generalization of chiral media. Besides chirality, these media also have the property of non-reciprocity [4-6].

The interest to the study of the scattering of electromagnetic waves on bi-isotropic media is due to the ability of these media to both enhance and absorb electromagnetic fields [8-10].

We will consider a few scientific works related to this topic. In [11] the study of the chirality influence of the medium on the electric dipole electromag-

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Gennady Shushkevich, Yanka Kupala State University of Grodno, 22, Ozheshko St., 230023 Grodno, Belarus, e-mail: g\_shu@tut.by

<sup>2</sup> Svetlana Shushkevich, Yanka Kupala State University of Grodno, e-mail: spusha@list.ru

<sup>3</sup> Aleksandr Kuts, Yanka Kupala State University of Grodno, e-mail: sadako1983@mail.ru

netic field is presented. An analytical solution of the diffraction problem of a plane electromagnetic wave on the bi-isotropic ball is proposed in [12, 13]. An analytical solution of the plane electromagnetic wave diffraction problem on the plane composite layer was considered in [14]. In [15] the electromagnetic fields penetration of electric and magnetic dipoles through plane bi-isotropic layer is described. The electromagnetic waves reflection from the plane chiral structures is studied in [16, 17]. In [18] a problem of the plane electromagnetic wave scattering on a metal cylinder covered with a chiral layer is solved using the partial-area method.

In this work an analytical axisymmetric solution of the scattering electromagnetic field of the electric and magnetic dipoles on the bi-isotropic spherical shell problem has been built. The computational experiment with some geometric parameters of the problem and different electromagnetic parameters of a bi-isotropic material spherical shell has been conducted.

## 2. Problem formulation

Let the whole space  $\mathbb{R}^3$  be divided by two spheres  $S_1$  and  $S_2$  into three areas  $D_0, D_1, D_2$  (fig. 1). The two areas  $D_0, D_2$  are filled with homogeneous isotropic medium with a permittivity  $\varepsilon_0$  and magnetic permeability  $\mu_0$ , area  $D_1$  is filled with homogeneous bi-isotropic medium, which is characterized by the material parameters  $\varepsilon, \mu, G, Z$ . The inner radius of the spherical area  $D_1$  is equal  $a_1$  and the outer radius is equal  $a_2$ . The point  $O_1$  is the source of the electromagnetic field consisting of both electric and magnetic dipoles. The distance between the points  $O, O_1$  is denoted by  $h$ . We assume that on the two surfaces  $S_1, S_2$  there are no surface currents and charges.

Let denote strength vectors of electric and magnetic fields of the initial electromagnetic field as  $\vec{E}_d, \vec{H}_d$ . As a result of the interaction of the initial electromagnetic field with the bi-isotropic spherical shell  $D_1$  secondary fields are being formed. Let  $\vec{E}_0, \vec{H}_0$  be the secondary field in the area of  $D_0$ ;  $\vec{E}_1, \vec{H}_1$  be the secondary field in the area  $D_1$ ;  $\vec{E}_2, \vec{H}_2$  be the secondary field in the area  $D_2$ .

The real electromagnetic fields are determined by the formulas:

$$\vec{E}_j = \text{Re}(\vec{E}_j e^{-i\omega t}), \quad \vec{H}_j = \text{Re}(\vec{H}_j e^{-i\omega t}), \quad j=0, 1, 2; \quad i \text{ is an imaginary unit.}$$

The secondary electromagnetic fields should be defined  $\vec{E}_0, \vec{H}_0 \in C^1(D_0) \cap C(\bar{D}_0)$ ,  $\vec{E}_1, \vec{H}_1 \in C(D_1) \cap C(\bar{D}_1)$ ,  $\vec{E}_2, \vec{H}_2 \in C(D_2) \cap C(\bar{D}_2)$  that satisfy

– Maxwell's equations [19-21]:

$$\text{rot } \vec{E}_j = i\omega\mu_0 \vec{H}_j, \quad \text{rot } \vec{H}_j = -i\omega\varepsilon_0 \vec{E}_j, \quad j=0, 2; \quad (1)$$

$$\operatorname{rot} \vec{E}_1 = i\omega(\mu \vec{H}_1 + Z \vec{E}_1), \quad \operatorname{rot} \vec{H}_1 = -i\omega(\epsilon \vec{E}_1 + G \vec{H}_1), \quad (2)$$

where  $G = (\tau + i\kappa)\sqrt{\epsilon_0\mu_0}$ ,  $Z = (\tau - i\kappa)\sqrt{\epsilon_0\mu_0}$ ,  $\kappa$  is chirality parameter,  $\tau$  is the Tellegen parameter,

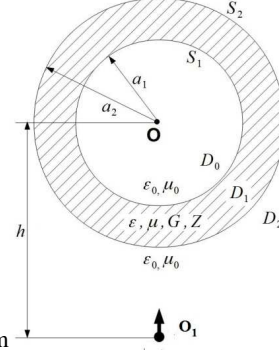


Fig. 1. Geometry of the problem

– boundary conditions on surfaces  $S_1$ ,  $S_2$  :

$$\left[ \vec{e}_z, \vec{E}_d + \vec{E}_2 \right] \Big|_{S_2} = \left[ \vec{e}_z, \vec{E}_1 \right] \Big|_{S_2}, \quad \left[ \vec{e}_z, \vec{H}_d + \vec{H}_2 \right] \Big|_{S_2} = \left[ \vec{e}_z, \vec{H}_1 \right] \Big|_{S_2}, \quad (3)$$

$$\left[ \vec{e}_z, \vec{E}_1 \right] \Big|_{S_1} = \left[ \vec{e}_z, \vec{E}_0 \right] \Big|_{S_1}, \quad \left[ \vec{e}_z, \vec{H}_1 \right] \Big|_{S_1} = \left[ \vec{e}_z, \vec{H}_0 \right] \Big|_{S_1}, \quad (4)$$

and the radiation condition at infinity [19]

$$\lim_{r \rightarrow \infty} r \left( \frac{\partial \vec{E}_2}{\partial r} - ik_0 \vec{E}_2 \right) = 0, \quad \lim_{r \rightarrow \infty} r \left( \frac{\partial \vec{H}_2}{\partial r} - ik_0 \vec{H}_2 \right) = 0, \quad (5)$$

where  $k_0 = \omega\sqrt{\epsilon_0\mu_0}$  is a wave number.

### 3. Presentation of problem solution

The initial electromagnetic field  $\vec{E}_d$ ,  $\vec{H}_d$  will be presented through the wave vector spherical functions [20, 21]:

$$\left. \begin{aligned} \vec{E}_d &= E_0^{(e)} \tilde{\tilde{n}}_{01}(r_1, \theta_1, k_0) + E_0^{(m)} \tilde{\tilde{m}}_{01}(r_1, \theta_1, k_0), \\ \vec{H}_d &= H_0^{(m)} \tilde{\tilde{n}}_{01}(r_1, \theta_1, k_0) + H_0^{(e)} \tilde{\tilde{m}}_{01}(r_1, \theta_1, k_0), \end{aligned} \right\} \quad (6)$$



where  $H_0^{(e)} = \frac{k_0}{i\omega\mu_0} E_0^{(e)}$ ,  $H_0^{(m)} = \frac{k_0}{i\omega\mu_0} E_0^{(m)}$ ,  $E_0^{(e)}$ ,  $E_0^{(m)}$  are the definite constants,

$$\left. \begin{aligned} \tilde{n}_{0n}(r, \theta, k) &= \frac{n(n+1)}{kr} h_n^{(1)}(kr) P_n(\cos\theta) \vec{e}_r + g_n^{(1)}(kr) P_n^1(\cos\theta) \vec{e}_\theta, \\ \tilde{m}_{0n}(r, \theta, k) &= -h_n^{(1)}(kr) P_n^1(\cos\theta) \vec{e}_\varphi, \\ g_n^{(1)}(x) &= \frac{1}{x} \frac{d}{dx} (x h_n^{(1)}(x)) = \frac{1}{2n+1} ((n+1) h_{n-1}^{(1)}(x) - n h_{n+1}^{(1)}(x)), \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

$P_n(x)$  are the Legendre polynomials,  $P_n^1(\cos\theta)$  are the associated Legendre functions of the first kind,  $h_n^{(1)}(x)$  are the spherical Hankel functions of the first kind [22].

The secondary electromagnetic field in the area of  $D_0$  will be presented as a superposition of vector spherical wave functions which satisfies equations (1):

$$\left. \begin{aligned} \vec{E}_0 &= E_0 \sum_{n=1}^{\infty} [a_n^{(1)} \tilde{m}_{0n}(r, \theta, k_0) + a_n^{(2)} \tilde{n}_{0n}(r, \theta, k_0)], \\ \vec{H}_0 &= H_0 \sum_{n=1}^{\infty} [a_n^{(1)} \tilde{n}_{0n}(r, \theta, k_0) + a_n^{(2)} \tilde{m}_{0n}(r, \theta, k_0)], \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

where

$$\left. \begin{aligned} \tilde{n}_{0n}(r, \theta, k) &= \frac{n(n+1)}{kr} j_n(kr) P_n(\cos\theta) \vec{e}_r + g_n(kr) P_n^1(\cos\theta) \vec{e}_\theta, \\ \tilde{m}_{0n}(r, \theta, k) &= -j_n(kr) P_n^1(\cos\theta) \vec{e}_\varphi, \\ g_n(x) &= \frac{1}{x} \frac{d}{dx} (x j_n(x)) = \frac{1}{2n+1} ((n+1) j_{n-1}(x) - n j_{n+1}(x)), \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

$E_0$ ,  $H_0$  are the definite constants,  $j_n(x)$  are the spherical Bessel functions of the first kind [22].

The secondary electromagnetic field in the area of  $D_2$  will be presented as a superposition of vector spherical wave functions, which satisfies the equations (2) and at infinity the condition (5):

$$\left. \begin{aligned} \vec{E}_2 &= E_0 \sum_{n=1}^{\infty} \left[ d_n^{(1)} \tilde{m}_{0n}(r, \theta, k_0) + d_n^{(2)} \tilde{n}_{0n}(r, \theta, k_0) \right], \\ \vec{H}_2 &= H_0 \sum_{n=1}^{\infty} \left[ d_n^{(1)} \tilde{n}_{0n}(r, \theta, k_0) + d_n^{(2)} \tilde{m}_{0n}(r, \theta, k_0) \right], \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

The secondary electromagnetic field in the area of  $D_1$  will be expressed as a superposition of spherical vector wave functions in the composite media [21], which satisfies the equations (2):

$$\vec{E}_1 = \vec{E}_1^{(+)} + \vec{E}_1^{(-)}, \quad \vec{H}_1 = \vec{H}_1^{(+)} + \vec{H}_1^{(-)}, \quad (11)$$

where

$$\left. \begin{aligned} \vec{E}_1^+ &= E_0 \sum_{n=1}^{\infty} \left[ b_n^{(1)} \tilde{K}_{0n}^{(1)}(r, \theta, k_1) + b_n^{(2)} \tilde{K}_{0n}^{(2)}(r, \theta, k_2) \right], \\ \vec{H}_1^+ &= E_0 \sum_{n=1}^{\infty} \left[ b_n^{(1)} p_1 \tilde{K}_{0n}^{(1)}(r, \theta, k_1) + b_n^{(2)} p_2 \tilde{K}_{0n}^{(2)}(r, \theta, k_2) \right], \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

$$\left. \begin{aligned} \vec{E}_1^- &= E_0 \sum_{n=1}^{\infty} \left[ c_n^{(1)} \bar{K}_{0n}^{(1)}(r, \theta, k_1) + c_n^{(2)} \bar{K}_{0n}^{(2)}(r, \theta, k_2) \right], \\ \vec{H}_1^- &= E_0 \sum_{n=1}^{\infty} \left[ c_n^{(1)} p_1 \bar{K}_{0n}^{(1)}(r, \theta, k_1) + c_n^{(2)} p_2 \bar{K}_{0n}^{(2)}(r, \theta, k_2) \right], \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

$$\left. \begin{aligned} \bar{K}_{0n}^{(j)}(r, \theta, k_j) &= \bar{n}_{0n}(r, \theta, k_j) - q_j \bar{m}_{0n}(r, \theta, k_j), \\ \tilde{K}_{0n}^{(j)}(r, \theta, k_j) &= \tilde{n}_{0n}(r, \theta, k_j) - q_j \tilde{m}_{0n}(r, \theta, k_j), \\ k_j &= \sqrt{g + 0,5a^2 + af_j}, \quad 0 \leq \arg k_j < \pi, \quad g = \omega^2(\varepsilon\mu - ZG), \quad a = i\omega(G - Z), \\ f_j &= (-1)^j f_0, \quad f_0 = \sqrt{\omega^2 \varepsilon\mu - b^2}, \quad 0 \leq \arg f_0 < \pi, \\ b &= 0,5\omega(G + Z), \quad q_j = \frac{g}{k_j g_j}, \quad g_j = f_j - 0,5a, \quad p_j = \frac{1}{\mu} (ig / (\omega g_j) - Z), \quad j=1,2. \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

The unknown coefficients in the presentation of the secondary fields will be determined from the boundary conditions.

#### 4. Fulfilment of boundary conditions

First, we will express the function  $\vec{E}_d, \vec{H}_d$  through the spherical vector wave functions in the coordinate system with the origin at the point O using the formula [20,21]:

$$\tilde{n}_{0n}(r_1, \theta_1, k_0) = \sum_{s=1}^{\infty} A_s^n(k_0 h, 0) \tilde{n}_{0s}(r, \theta, k_0), \quad 0 \leq r < h, \quad (15)$$

$$\tilde{m}_{0n}(r_1, \theta_1, k_0) = \sum_{s=1}^{\infty} A_s^n(k_0 h, 0) \tilde{m}_{0s}(r, \theta, k_0), \quad 0 \leq r < h, \quad (16)$$

where

$$\left. \begin{aligned} A_s^n(k_0 h, 0) &= k_0 h \left[ \frac{1}{(2s+3)} \tilde{C}_{s+1}^n + \frac{1}{(2s-1)} \tilde{C}_{s-1}^n \right] + \tilde{C}_s^n, \\ \tilde{C}_s^n &= (2s+1) \sum_{\sigma=|s-n|}^{s+n} i^{\sigma+s-n} b_{\sigma}^{(n0s0)} h_{\sigma}^{(1)}(k_0 h) P_{\sigma}(\cos \alpha), \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

$b_{\sigma}^{(n0q0)} = (nq00 | \sigma 0)^2$ ,  $(nq00 | \sigma 0)$  are the Clebsch-Gordan coefficients [19], then

$$\vec{E}_d = E_0^{(e)} \sum_{n=1}^{\infty} A_n^1(k_0 h, 0) \tilde{n}_{0n}(r, \theta, k_0) + E_0^{(m)} \sum_{n=1}^{\infty} A_n^1(k_0 h, 0) \tilde{m}_{0n}(r, \theta, k_0), \quad (18)$$

$$\vec{H}_d = H_0^{(m)} \sum_{n=1}^{\infty} A_n^1(k_0 h, 0) \tilde{n}_{0n}(r, \theta, k_0) + H_0^{(e)} \sum_{n=1}^{\infty} A_n^1(k_0 h, 0) \tilde{m}_{0n}(r, \theta, k_0). \quad (19)$$

Taking into account (8), (10)–(13), (18), (19) and the condition of orthogonality of the associated Legendre functions on the interval  $[0, \pi]$  the boundary conditions (3), (4) will become:

$$M(n) \cdot V(n) = F(n), \quad (20)$$

where

$$M(\mathbf{n}) = \begin{pmatrix} 0 & m_{12} & m_{13} & m_{14} & m_{15} & m_{16} & 0 & 0 \\ m_{21} & 0 & m_{23} & m_{24} & m_{25} & m_{26} & 0 & 0 \\ m_{31} & 0 & m_{33} & m_{34} & m_{35} & m_{36} & 0 & 0 \\ 0 & m_{42} & m_{43} & m_{44} & m_{45} & m_{46} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_{53} & m_{54} & m_{55} & m_{56} & 0 & m_{58} \\ 0 & 0 & m_{63} & m_{64} & m_{65} & m_{66} & m_{67} & 0 \\ 0 & 0 & m_{73} & m_{74} & m_{75} & m_{76} & m_{77} & 0 \\ 0 & 0 & m_{83} & m_{84} & m_{85} & m_{86} & 0 & m_{88} \end{pmatrix}, \quad (21)$$

$$V(\mathbf{n}) = \begin{pmatrix} a_n^{(1)} \\ a_n^{(2)} \\ b_n^{(1)} \\ b_n^{(2)} \\ c_n^{(1)} \\ c_n^{(2)} \\ d_n^{(1)} \\ d_n^{(2)} \end{pmatrix}, \quad F(\mathbf{n}) = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ f_5(\mathbf{n}) \\ f_6(\mathbf{n}) \\ f_7(\mathbf{n}) \\ f_8(\mathbf{n}) \end{pmatrix}, \quad (22)$$

$$\left. \begin{aligned} m_{12} &= g_n(\xi_{01}), \quad m_{13} = -g_n^{(1)}(\xi_{11}), \quad m_{14} = -g_n^{(1)}(\xi_{21}), \quad m_{15} = -g_n(\xi_{11}), \\ m_{16} &= -g_n(\xi_{21}), \quad m_{21} = j_n(\xi_{01}), \quad m_{23} = q_1 h_n^{(1)}(\xi_{11}), \quad m_{24} = q_2 h_n^{(1)}(\xi_{21}), \\ m_{25} &= q_1 j_n(\xi_{11}), \quad m_{26} = q_2 j_n(\xi_{21}), \quad m_{31} = H_0 g_n(\xi_{01}) / E_0, \\ m_{33} &= -p_1 g_n^{(1)}(\xi_{11}), \quad m_{34} = -p_2 g_n^{(1)}(\xi_{21}), \quad m_{35} = -p_1 g_n(\xi_{11}), \\ m_{36} &= -p_2 g_n(\xi_{21}), \quad m_{42} = H_0 j_n(\xi_{01}) / E_0, \quad m_{43} = q_1 p_1 h_n^{(1)}(\xi_{11}), \\ m_{44} &= q_2 p_2 h_n^{(1)}(\xi_{21}), \quad m_{45} = q_1 p_1 j_n(\xi_{11}), \quad m_{46} = q_2 p_2 j_n(\xi_{21}), \\ m_{53} &= g_n^{(1)}(\xi_{12}), \quad m_{54} = g_n^{(1)}(\xi_{22}), \quad m_{55} = g_n(\xi_{12}), \quad m_{56} = g_n(\xi_{22}), \\ m_{58} &= -g_n^{(1)}(\xi_{02}), \quad m_{63} = q_1 h_n^{(1)}(\xi_{12}), \quad m_{64} = q_2 h_n^{(1)}(\xi_{22}), \\ m_{65} &= q_1 j_n(\xi_{12}), \quad m_{66} = q_2 j_n(\xi_{22}), \quad m_{67} = h_n^{(1)}(\xi_{02}), \\ m_{73} &= p_1 g_n^{(1)}(\xi_{12}), \quad m_{74} = p_2 g_n^{(1)}(\xi_{22}), \quad m_{75} = p_1 g_n(\xi_{12}), \\ m_{76} &= p_2 g_n(\xi_{22}), \quad m_{77} = -H_0 g_n^{(1)}(\xi_{02}) / E_0, \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

$$\left. \begin{aligned}
m_{83} &= q_1 p_1 h_n^{(1)}(\xi_{12}), m_{84} = q_2 p_2 h_n^{(1)}(\xi_{22}), m_{85} = q_1 p_1 j_n(\xi_{12}), \\
m_{86} &= q_2 p_2 j_n(\xi_{22}), m_{88} = H_0 h_n^{(1)}(\xi_{02})/E_0, \\
f_5 &= E_0^{(e)} A_n^1(k_0 h, 0) g_n(\xi_{02})/E_0, f_6 = -E_0^{(m)} A_n^1(k_0 h, 0) j_n(\xi_{02})/E_0, \\
f_7 &= H_0^{(m)} A_n^1(k_0 h, 0) g_n(\xi_{02})/E_0, f_8 = -H_0^{(e)} A_n^1(k_0 h, 0) j_n(\xi_{02})/E_0, \\
\xi_{01} &= k_0 a_1, \xi_{11} = k_1 a_1, \xi_{21} = k_2 a_1, \xi_{12} = k_1 a_2, \xi_{22} = k_2 a_2, \xi_{02} = k_0 a_2.
\end{aligned} \right\} \quad (24)$$

## 5. Far field

Using the asymptotic expression for the functions  $\tilde{n}_{0n}(r, \theta, k_0)$ ,  $\tilde{m}_{0n}(r, \theta, k_0)$  [21]:

$$\left. \begin{aligned}
\tilde{n}_{0n}(r, \theta, k_0) &\approx (-i)^n \frac{e^{ik_0 r}}{k_0 r} P_n^1(\cos \theta) \vec{e}_\theta, \\
\tilde{m}_{0n}(r, \theta, k_0) &\approx -(-i)^{n+1} \frac{e^{ik_0 r}}{k_0 r} P_n^1(\cos \theta) \vec{e}_\varphi,
\end{aligned} \right\} \quad (25)$$

we obtain the asymptotic representation of the electric vector  $\vec{E}_2$

$$\vec{E}_2 \approx E_0 \frac{e^{ik_0 r}}{k_0 r} \vec{\Psi}(\theta), \quad r \rightarrow \infty, \quad (26)$$

where

$$\left. \begin{aligned}
\vec{\Psi}(\theta) &= \Psi_1(\theta) \vec{e}_\theta + \Psi_2(\theta) \vec{e}_\varphi, \\
\Psi_1(\theta) &= \sum_{n=1}^{\infty} (-i)^n P_n^1(\cos \theta) d_n^{(2)}, \quad \Psi_2(\theta) = -\sum_{n=1}^{\infty} (-i)^{n+1} P_n^1(\cos \theta) d_n^{(1)}.
\end{aligned} \right\} \quad (27)$$

The curve  $D(\theta) = |\vec{\Psi}(\theta)|^2$  is a direction diagram of an electric field and characterizes the magnitude of the electromagnetic energy in the direction of  $\theta$ :

$$D(\theta) = |\Psi_1(\theta)|^2 + |\Psi_2(\theta)|^2. \quad (28)$$

We need to solve the system (20) in order to find the coefficients  $d_n^{(1)}$ ,  $d_n^{(2)}$  representation:

$$d_n^{(1)} = |M_7(n)|/|M(n)|, \quad d_n^{(2)} = |M_8(n)|/|M(n)|, \quad (29)$$

where  $|M(n)|$  is a determinant of the matrix  $M(n)$ ,  $|M_j(n)|$  is a determinant of the matrix  $M_j(n)$ ,  $M_j(n)$  is a matrix  $M(n)$ , where  $j$  column is replaced with a  $F(n)$  column-vector.

Using computer algebra system MathCAD [23, 24] the calculations of the direction diagram of an electric field were carried out for some parameters of the problem. The spherical functions were calculated by means of built-in functions. The derivatives of spherical functions were calculated by means of the formula [22]

$$\frac{d}{dx} f_n(x) = n f_n(x) / x - f_{n+1}(x), \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (30)$$

We assume that at the point  $O$  there is the electric dipole  $H_0^{(m)} = E_0^{(m)} = 0$ ,  $E_0^{(e)} = E_0$ ,  $H_0^{(e)} = H_0 = E_0 k_0 / i\omega\mu_0$  and the remaining parameters are equal:  $a_1 = 0.3$  m,  $a_2 = 0.35$  m,  $h = 0.7$  m,  $f = 10^9$  Hz,  $\omega = 2\pi f$ ,  $\varepsilon = 2.1 \varepsilon_0$ ,  $\mu = 1.01 \mu_0$ . Figure 2 shows the graphs of the direction diagram  $D(\theta)$  for the increasing values of the Tellegen parameters  $\tau = 0, 0.2; 0.4; 0.5; 0.6$  and  $k = 0$ . Figure 3 presents the graphs of the direction diagram  $D(\theta)$  of an electric field for the increasing values of the chirality parameters  $k = 0, 0.2; 0.4; 0.5; 0.6$  and  $\tau = 0$ . Figure 4 demonstrates the graphs of the direction diagram  $D(\theta)$  for the increasing values  $a_1 = 0.05, 0.2, 0.25, 0.3$  and  $\tau = 0.8, k = 0.5, a_2 = 0.35$  m.

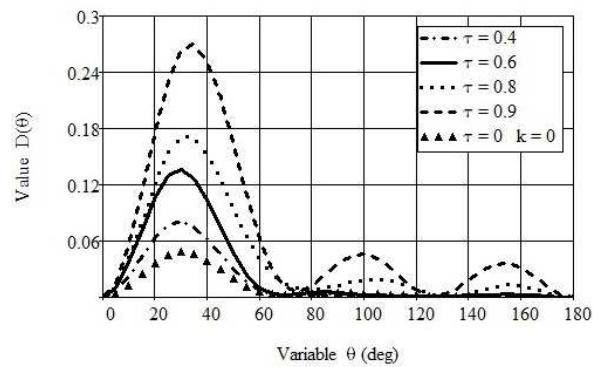


Fig. 2. Graphs of function  $D(\theta)$  for some values of the Tellegen parameters  $\tau$  and  $k = 0$

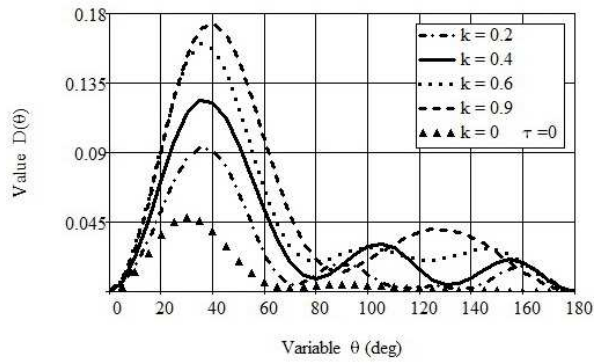


Fig. 3. Graphs of function  $D(\theta)$  for some values of the chirality parameters  $k$  and  $\tau = 0$

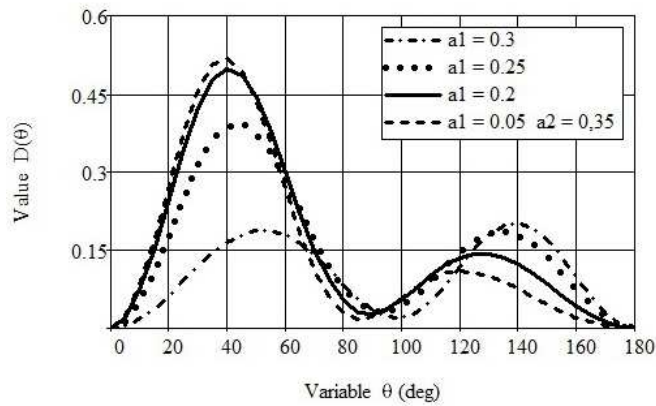


Fig. 4. Graphs of function  $D(\theta)$  for some values  $a_1$  and  $\tau = 0.8$ ,  $k = 0.5$ ,  $a_2 = 0.35$  m.

## 6. Conclusions

The paper developed analytical algorithm for solving an axisymmetric problem of diffraction of electromagnetic field of electric and magnetic dipoles on the bi-isotropic spherical shell. The solution of the problem is reduced to solving a system of linear algebraic equations. The developed method can find practical application in the development and design of electromagnetic screens. The shielding of electromagnetic fields, as a basis for environmental security, allows to complete the following tasks - protection of information leakage through technical channels; electromagnetic compatibility of equipment and devices when they are used together; people protection from the increased level of electromagnetic fields and creation of a favorable environment around operating electric and microwave devices.

## Acknowledgement

The research leading to these results has supported by funding from the People Programme (Marie Curie International Research Staff Exchange) of the EU FP7/2007-2013/ under REA grant agreement n° PIRSES-GA-2013-610547

## References

- [1] Lakhtakia A., Varadan V.K., Varadan V.V.: Time-harmonic electromagnetic fields in chiral media. Lecture Notes in Physics, Springer, 1989.
- [2] Cui Tie Jun, Smith D.R., Lui R.: Metamaterials. Theory, Design and Applications, Springer, 2009.
- [3] Vendik I. B. Vendik O. G.: Metamaterials and their application in microwaves: A review. Tech. Phys., 1 (2013), 1-24.
- [4] Lindell I.V., Sihvola A.H., Tretyakov S.A., Viitanen A.J.: Electromagnetic waves in chiral and bi-isotropic media. London, Artech House, 1994.
- [5] Ivanov O.V.: Electromagnetic wave propagation in anisotropic and bianisotropic layered structures, Ulyanovsk STU, 2010.
- [6] Behaviour of Electromagnetic Waves in Different Media and Structures. Ed. by A.Akdagli. InTech, 2011.
- [7] Neganov V.A., Osipov O.V.: Approximate boundary conditions for a thin chiral layer located on a perfectly conducting plane, J. commun. Tech. and electr., 3 (2005), 270-275.
- [8] Sirenko Y, Velychko L.: Electromagnetic waves in complex systems. Selected Theoretical and applied problems, Springer, 2016.
- [9] Shorohova E.: Diffraction of electromagnetic waves on chiral bodies of rotation. Analytical approach. Saarbruchen, LAP LAMBERT Academic Publishing, 2013.
- [10] Solutions and Applications of Scattering, Propagation, Radiation and Emission of Electromagnetic Waves. Ed. A. Kishk. InTech, 2912.
- [11] Monakhov M., Shorohova E.: Radiant properties of antennas in composite media. Metamaterials and chiral media. Saarbruchen, LAP LAMBERT Academic Publishing, 2011.
- [12] Kapshai V.N., Kondratyuk V.V.: The scattering of electromagnetic waves by bi- isotropic ball in an isotropic medium, Prob. Phys., Math. Tech., 3(2010), 17-21.
- [13] Belichenko V.I., Fisanov V.V.: Scattering of electromagnetic waves by bi-isotropic sphere. News high schools. Physics, 10(1994), 108–112.
- [14] Erofeenko V.T., Malyi S.V.: Diffraction of a plane electromagnetic wave by a flat layer of bi-isotropic material. Vestnik BSU. Ser.1, 2(2010), 11-16.
- [15] Erofeenko V.T., Bondarenko V.F Numerical study of the interaction of electromagnetic fields, electric and magnetic dipoles with a composite screen. Izv. NAN Belar. Ser. Fiz.- mat. n., 4(2013), 113-120.
- [16] Neganov V.A., Osipov O.V.: Reflection of electromagnetic waves from the plane of chiral structures. Izv. Vuz. Radiofizika, 9(1999), 870-878.
- [17] Neganov V.A., Osipov O.V.: Features the reflection of electromagnetic waves from the planar chiral structures. Phys. wave proc. and radio systems, 1(1999), 5-11.



- [18]Neganov V.A., Osipov O.V.: Scattering of plane electromagnetic waves on chiral metal cylinder. Tech. Phys. Letters, 1(2000), 77-83.
- [19]Ivanov E. A.: Diffraction of electromagnetic waves on two bodies, Springfield, Washington 1970.
- [20] Shushkevich G.Ch., Kuts A.I.: Numerical investigation of scattering field of electrical dipole on the bi-isotropic ball, Informatika, 2 (2015), 46-54.
- [21]Erofeenko V.T.: Analytical modelling in the electrodynamics, CD LIBROKOM, Moscow 1989.
- [22]Handbook of Mathematical Functions: with Formulas, Graphs and Mathematical Tables. Eds. by M. Abramowitz and I. A. Stegun. Dover, New York, 1972.
- [23]Shushkevich G.Ch., Shushkevich S.V.: Computer technology in mathematics. The system Mathcad 14: in 2 parts. Grevsova, Minsk 2012.
- [24]Fausett L.V.: Numerical Methods Using MathCAD. Prentice Hall, New York 2002.

## **ROZPRASZANIE FAL ELEKTROMAGNETYCZNYCH ZA POMOCĄ BIIZOTROPOWEJ POWŁKI KULISTEJ**

### **Streszczenie**

W artykule przedstawiono analityczne rozwiązanie problemu rozpraszania fal elektromagnetycznych na biizotropowej powłoce kulistej. Wtórne fale elektromagnetyczne są przedstawiane jako superpozycja funkcji falowych wektora kulistego. Rozwiązanie problemu brzegowego zostało zredukowane do rozwiązania układu liniowych równań algebraicznych dla współczynników, które są zawarte w opisie pól wtórnych. Otrzymano wzór do obliczania diagramu kierunkowego pola elektrycznego w części pola oddalonej na dużą odległość od źródła promieniowania oraz otrzymano wyniki liczbowe dla różnych wartości parametrów. Wyniki mogą znaleźć praktyczne zastosowanie w rozwoju i projektowaniu ekranów elektromagnetycznych.

**Słowa kluczowe:** biizotropowe powłoki kuliste, fale elektromagnetyczne, funkcje falowe wektora kulistego, diagram kierunkowy pola elektrycznego

DOI: 10.7862/rm.2017.09

*Otrzymano/received: 12.07.2016*

*Zaakceptowano/accepted: 24.11.2016*

Andrzej TOMCZYK<sup>1</sup>

## MODELOWANIE RZECZYWISTYCH ZAKŁÓCEŃ WYSTĘPUJĄCYCH PODCZAS LOTU NA PODSTAWIE ZAPISÓW REJESTRATORA POKŁADOWEGO

W artykule przedstawiono metodę i wyniki modelowania zakłóceń dla celów obliczeń symulacyjnych w procesie syntezy właściwości pokładowego systemu sterowania statkiem powietrznym. Wykorzystano pomiary w locie do wyodrębnienia zakłóceń będących właściwością układu pomiarowego (szumy pomiarowe) oraz zakłóceń będących efektem oddziaływań zewnętrznych, np. turbulencji atmosferycznej. Opracowane algorytmy pozwalają na symulację działania pokładowego systemu sterowania w warunkach zbliżonych do występujących w rzeczywistym locie.

**Słowa kluczowe:** zakłócenia pomiarowe, sterowanie statkiem powietrznym, obliczenia symulacyjne

### 1. Wprowadzenie

Synteza układu sterowania samolotem odbywa się zazwyczaj na podstawie matematycznego modelu obiektu sterowania, bez uwzględniania właściwości układów pomiarowych oraz charakteru rzeczywistych zakłóceń będących wynikiem oddziaływania otoczenia (np. turbulencja) oraz uwzględniania właściwości kładów pomiarowych np. szybkozmiennych błędów pomiarowych. W praktyce eksploatacji statków powietrznych jakość sterowania samolotem w dużym stopniu zależy od rzeczywistych zakłóceń [3], w szczególności w przypadku obiektów latających o małych wymiarach, np. bezzałogowych statków powietrznych klasy mikro lub mini [2, 4, 5]. Charakter i wielkość zakłóceń pomiarowych (szumu pomiarowego) zależą od właściwości czujników pomiarowych oraz od zakłóceń generowanych przez obiekt latający. Własne szumy pomiarowe czujników zazwyczaj charakteryzują się dużą częstością i małą amplitudą w stanach ustalonych. Znacznie większe znaczenie mają zakłócenia generowane przez statek powietrzny, na pokładzie którego zabudowany jest czujnik (drżania od zespołu napędowego, zmienne pola elektromagne-

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Andrzej Tomczyk, Politechnika Rzeszowska, al. Powstańców Warszawy 12, 35-959 Rzeszów, e-mail: A.Tomczyk@prz.edu.pl

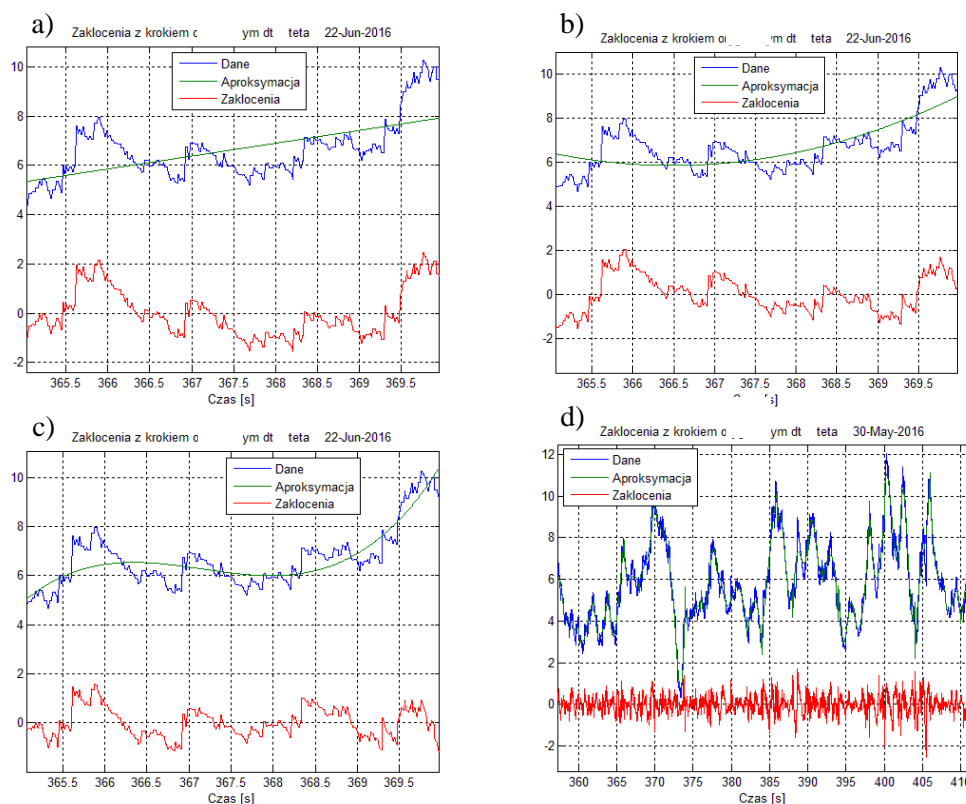
tyczne, itp.) lub otoczenie (warunki opływu), przy czym skutki tych zakłóceń zależą od indywidualnej wrażliwości czujnika pomiarowego, ale również od miejsca i sposobu jego zabudowy, właściwości układu zasilania, stanu lotu, stanu otoczenia, itp. Podczas lotu nie sposób odróżnić błędów pomiarowych (statycznych oraz dynamicznych) od zakłóceń procesu sterowania pochodzących od działania czynników zewnętrznych otoczenia, w którym porusza się statek powietrzny [3]. Turbulencja, niestacjonarny opływ obiektu lub odkształcenia konstrukcji płatowca powodują zakłócenia stanu lotu mierzone przez czujniki i aktywujące układ sterowania. Jakość sterowania (stabilizacji wybranych zmiennych stanu) zależna będzie od wrażliwości układu na występujące zakłócenia.

## 2. Metoda modelowania zakłóceń

Zazwyczaj układy sterowania zaprojektowane dla idealnych stanów lotu (bez uwzględniania wpływu zakłóceń) wymagają modyfikacji (dostrojenia) w warunkach lotów rzeczywistych, co prowadzi do skomplikowania i wydłużenia zazwyczaj kosztownych badań w locie [4, 6]. Proces ten można przyspieszyć i udoskonalić już na etapie projektowania układu sterowania wykorzystując do konstrukcji i testowania algorytmów sterowania modele rzeczywistych zakłóceń, w obecności których odbywa się realny lot statku powietrznego. W niniejszym opracowaniu zaproponowano zbudowanie bazy danych oraz algorytmów generowania modelowych zakłóceń bazujących na rzeczywistych pomiarach w locie wybranych klas statków powietrznych oraz określonych warunków lotu. Dane te powinny być przygotowane w taki sposób, aby na etapie weryfikacji jakości sterowania podczas badań symulacyjnych można było ocenić wpływ zakłóceń oraz dokonać modyfikacji układu sterowania [1, 6]. Istotą proponowanej metody jest wydzielenie efektów zakłóceń zewnętrznych i pomiarowych z zarejestrowanych w locie sygnałów czujników pokładowych. Dane te będą użyteczne przede wszystkim dla analizy właściwości układu sterowania samolotu tej samej klasy co samolot użyty w locie pomiarowym oraz w zbliżonych warunkach lotu. Jednak dysponując odpowiednio bogatą bazą danych z lotów pomiarowych można przygotować bibliotekę procedur symulacji zakłóceń reprezentatywną dla określonej grupy zadań projektowych. W szczególności można posłużyć się danymi zarejestrowanymi podczas lotu statku powietrznego, dla którego projektowany jest dany układ sterowania.

Dane zapisane w pamięci rejestratora pokładowego zawierają informację o mierzonych wielkościach fizycznych na które nałożone są zakłócenia generowane w systemach pomiarowych oraz zakłócenia pochodzące od wymuszeń zewnętrznych względem układu pomiarowego. Należy zatem posłużyć się algorytmem, który pozwoli na oddzielenie zakłóceń od sygnału użytecznego. Niestety, nie jest dostępna informacja o „idealnych” wartościach mierzonych zmiennych. Stałowartościowe lub wolnozmiennne (w odniesieniu do właściwości dy-

dynamicznego sterowanego obiektu) błędy (zakłócenia) pomiarowe nie wpływają w widoczny sposób na dynamiczną jakość sterowania. W niniejszym opracowaniu modelowana jest szybkozmienna składowa zakłóceń pomiarowych, która ma znaczący wpływ na jakość przejściowych procesów sterowania. Dla wydzielenia tej składowej zaproponowano aproksymację danych pomiarowych funkcjami ciągłymi, których parametry dobrane będą odpowiednio do analizowanych zmiennych pomiarowych. W zależności od stanu lotu oraz charakterystycznych właściwości mierzonego sygnału (pasma przenoszenia obiektu dynamicznego) do aproksymacji „idealnych” wartości mierzonych sygnałów zastosowany zostanie wielomian odpowiedniego stopnia, rozpięty na wybranym przedziale czasu rejestracji.

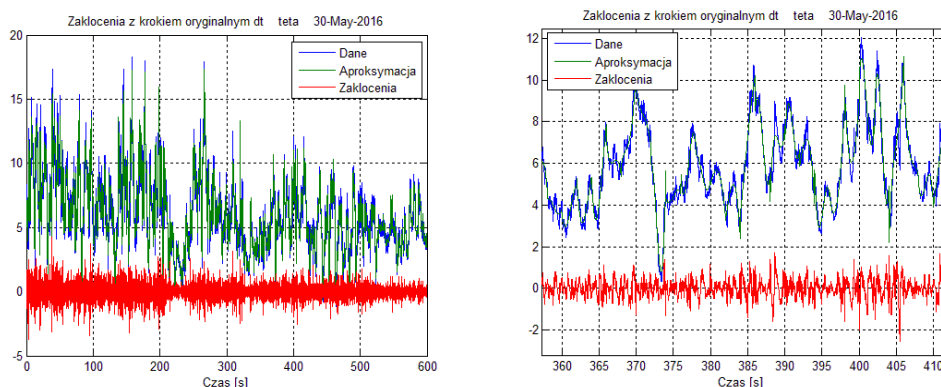


Rys. 1. Aproksymacja danych pomiarowych kąta pochylenia wielomianami odpowiednio pierwszego (a), drugiego (b) i trzeciego stopnia (c, d)

Fig. 1. Approximation of the pitch angle measurement data by polynomials of the first (a), second (b) and third degree (c, d), respectively

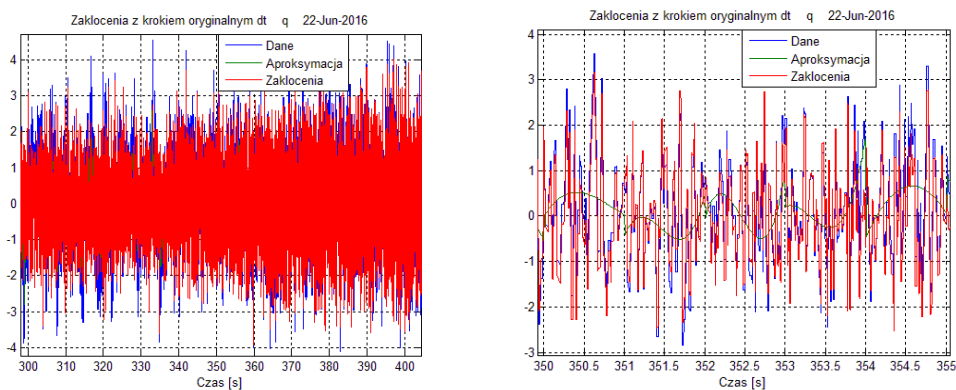
Na rysunku 1 przedstawiono efekty wydzielenia zakłóceń działających na samolot wraz z zakłóceniami pomiarowymi dla przypadków różnych stopni wielomianów aproksymacyjnych. Dane pomiarowe zostały zarejestrowane

w locie samolotu Piper Seneca V w warunkach umiarkowanej turbulencji. Odpowiednio do charakteru zmian obserwowanej wielkości należy dobrać stopień wielomianu aproksymującego oraz przedział aproksymacji. Dogodną metodą postępowania jest skorzystanie z funkcji sklejanych; odpowiednie procedury obliczeniowe dostępne są w pakiecie symulacyjnym MATLAB. Opracowane programy obliczeniowe pozwalają na wybór metody aproksymacji danych pomiarowych, jak również wybór kroku czasowego zapisu zakłóceń, który może być różny od kroku rejestracji danych. Pozwala to na wykorzystanie zbioru modelowych zakłóceń w programach symulacyjnych o różnym kroku obliczeń, w szczególności w przypadku symulacji procesu sterowania w czasie rzeczywistym, z zadaną częstością repetycji obliczeń. Zbiór ten może zawierać tablice danych o zakłóceniach dla różnych stanów lotu, konfiguracji samolotu czy stanu burzliwości atmosfery.



Rys. 2. Zakłócenia w kanale pomiarowym kąta pochylenia [st]

Fig. 2. Disturbances in measuring channel of the pitch angle [deg]

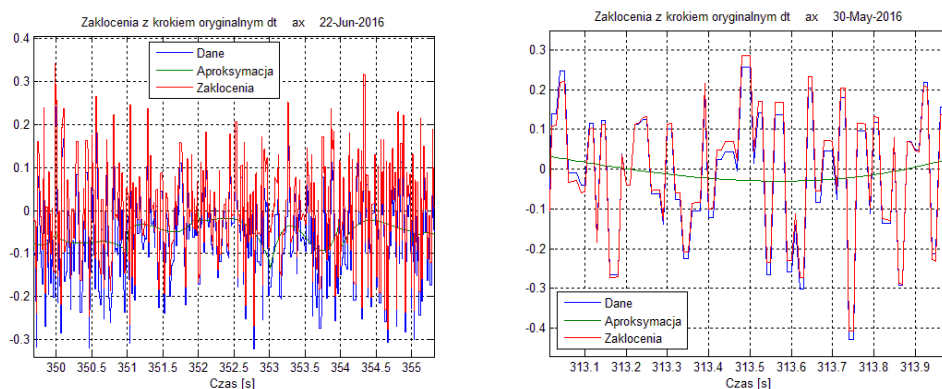


Rys. 3. Zakłócenia w kanale pomiaru prędkości kątowej pochylenia [st/s]

Fig. 3. Disturbances in measuring channel of the pitch rate [deg/s]

Rysunki 2-7 przedstawiają przykładowe zbiory zakłóconych mierzonych zmiennych stanu samolotu Piper Seneca V. Zastosowane zostały wielomiany trzeciego stopnia o przedziałach aproksymacji dobranych odpowiednio do charakteru obserwowanej zmiennej oraz właściwości dynamicznych samolotu. Przykładowo dla kąta pochylenia przedział aproksymacji ustalono na 1/2 okresu oscylacji krótkookresowych, a dla pomiaru prędkości IAS 1/2 okresu oscylacji fugoidalnych, jeśli nie występowały energiczne manewry zmiany kąta toru lotu.

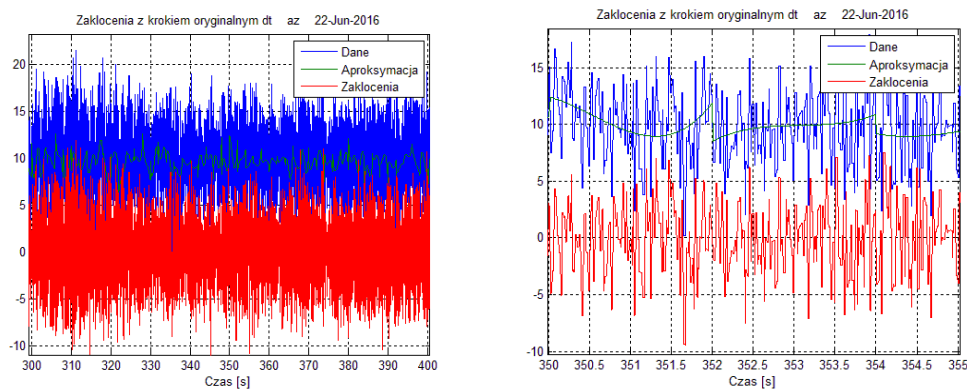
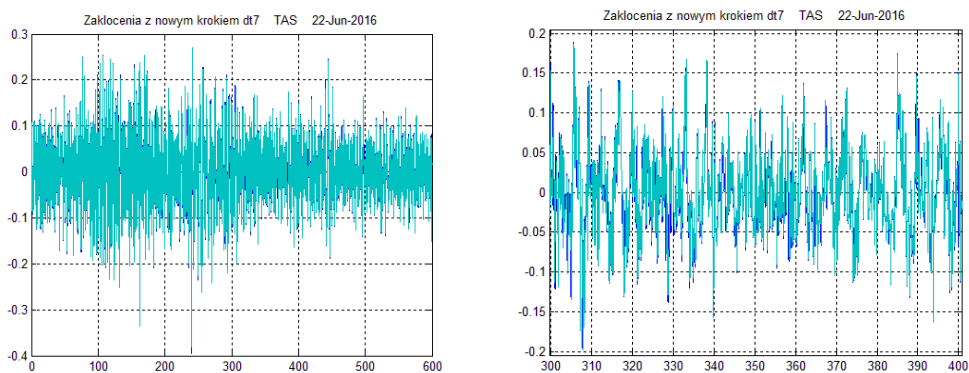
Uwzględnienie wpływu zakłóceń ma szczególne znaczenie w przypadku obiektów o nieliniowych charakterystykach lub opisanych układem nieliniowych równań różniczkowych lub/ oraz uwzględniających nieliniowości o charakterze strukturalnym, jak ograniczenie kąta wychylenia i prędkości wychylenia sterów aerodynamicznych. Wpływ zakłóceń szczególnie widoczny jest w przypadku stosowania redundancji analitycznej pomiarów, tj. obliczania niemierzalnych wartości zmiennych stanu na podstawie dostępnych pomiarów. W takim przypadku precyzja sterowania ulega pogorszeniu i obecność zakłóceń może w istotny sposób wpływać na jakość sterowania a nawet stabilność systemu. W fazie projektowania systemu sterowania oraz badań laboratoryjnych „*Hardware-in-the-loop-simulation*” symulacja funkcjonowania systemu w obecności zakłóceń pozwala zmodyfikować (dostroić) układ sterowania w taki sposób, aby uzyskać akceptowalną odporność systemu na wpływ zakłóceń.



Rys. 4. Zakłócenia w kanale pomiaru przyspieszenia wzdłużnego [ $\text{m/s}^2$ ]

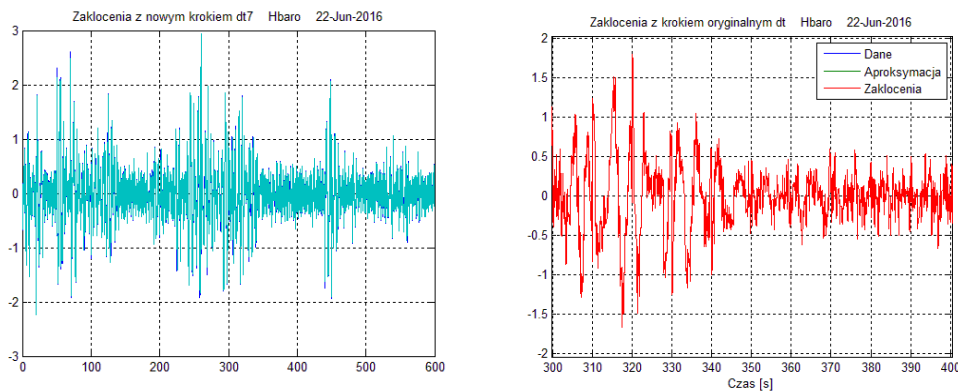
Fig. 4. Disturbances in measuring channel of the longitudinal acceleration [ $\text{m/s}^2$ ]

Rysunek 8 przedstawia sposób sterowania kątem pochylenia podczas symulacji sterowania wysokością lotu samolotu PZL M20 Mewa. Analizowano przypadek, gdy dostępny jest pomiar kąta pochylenia oraz przypadek, gdy wartość kąta pochylenia jest estymowana na podstawie prędkości pionowej, prędkości lotu oraz szacowanej wartości kąta natarcia. W modelu symulacyjnym uwzględniono nieliniowe właściwości mechanizmu wykonawczego wychylającego ster wysokości.

Rys. 5. Zakłócenia w kanale pomiaru przyspieszenia pionowego [m/s<sup>2</sup>]Fig. 5. Disturbances in measuring channel of the vertical acceleration [m/s<sup>2</sup>]

Rys. 6. Zakłócenia w kanale pomiaru prędkości rzeczywistej TAS [m/s]

Fig. 6. Disturbances in measuring channel of the true airspeed - TAS [m/s]

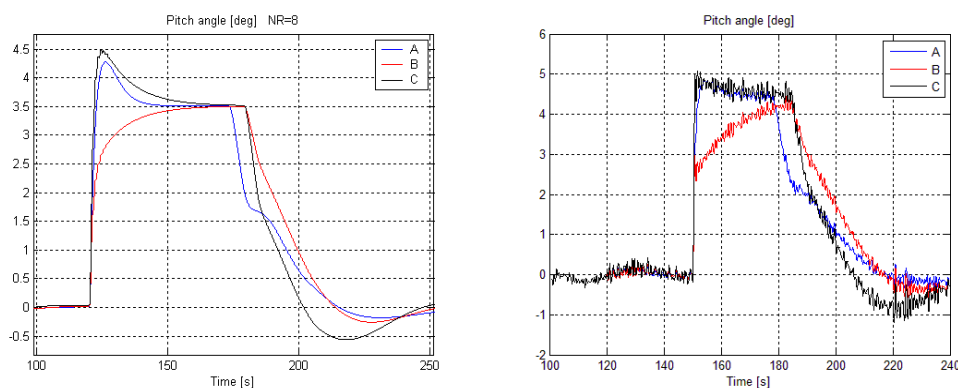


Rys. 7. Zakłócenia w kanale pomiaru barometrycznej wysokości lotu [m]

Fig. 7. Disturbances in measuring channel of the altitude [m]

### 3. Podsumowanie

Proponowana metoda została wykorzystana na stanowisku badawczym typu „*Hardware-in-the-loop-simulation*” do weryfikacji poprawności oraz oceny jakości sterowania w warunkach symulujących rzeczywiste właściwości pokładowego systemu pomiarowego oraz oddziaływania zakłóceń zewnętrznych. Idealne (teoretyczne) wartości zmiennych stanu będące rozwiązaniem równań różniczkowych opisujących właściwości dynamiczne sterowanego obiektu sumowane są z zakłóceniami zmierzonymi i zarejestrowanymi podczas rzeczywistego lotu. Możliwa była modyfikacja parametrów algorytmów sterowania samolotem w taki sposób, aby uzyskać statystycznie mniejsze wartości uchybów sterowania, a tym samym uzyskać lepszą jakość sterowania.



Rys. 8. Symulacja stabilizacji kąta pochylenia [°] podczas sterowania wysokością lotu bez wpływu zakłóceń oraz z uwzględnieniem zakłóceń (po prawej): A – sterowanie na podstawie pomierzonej wartości kąta pochylenia, B – rzeczywisty kąt pochylenia, C – estymowany kąt pochylenia

Fig. 8. Simulation stabilization control the angle of the flight altitude without (left) and including disturbances (right): A - control based on the measured value of the pitch angle, B – real pitch angle, C - estimated value of the pitch angle

### Podziękowania

Niniejsze opracowanie było częściowo finansowane w ramach projektu badawczego (akronim MYSTERY) przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w latach 2013-2016.

### Literatura

- [1] Allerton D.: Principles of Flight Simulation, AIAA Education Series, John Wiley & Sons, 2009.
- [2] Austin R.: Unmanned Aircraft Systems, UAVS Design, Development and Deployment, AIAA Education Series, John Wiley & Sons, 2010.
- [3] Jędrzejewski J.: Próby w locie samolotów lekkich, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Nr 16, Warszawa 2001.



- [4] Kopecki G., Tomczyk A., Rzucidło P.: Algorithms of Measurement System for a Micro UAV, Solid State Phenomena, Mechatronic Systems and Materials IV, 198 (2013) 165-170.
- [5] McShea R.E.: Test and evaluation of aircraft avionics and weapon systems, AIAA Education Series, Scitech Publishing, Inc., 2010.
- [6] Tomczyk A., Rzucidło P.: Systemy pośredniego sterowania dla samolotów ogólnego przeznaczenia, OW PRz, Rzeszów 2011.

## **MODELING REAL DISTURBANCES OBSERVED DURING THE FLIGHT ON THE BASIS OF ON-BOARD FLIGHT DATA RECORDING**

### **S u m m a r y**

This paper presents the method and results of modeling disturbances for the purposes of simulation computations in the synthesis process of properties of flight-control system. In this method, the in-flight measurements were used for separation of disturbances of measuring system (measuring noise) and external disturbances caused by e.g., atmospheric turbulence. The developed algorithms enable the simulation of on-board control system operation in conditions of real flight.

**Keywords:** disturbances of measurement, aircraft control, simulation computations

**Acknowledgement:** The research project has been partly financed from a grant allocated by the National Centre for Research and Development in Poland for the years 2013-2016. (MYSTERY Project)

DOI: 10.7862/rm.2017.10

*Otrzymano/received: 12.12.2016*

*Zaakceptowano/accepted: 24.02.2017*

Joanna WILK<sup>1</sup>  
Robert SMUSZ<sup>2</sup>

## INITIAL INVESTIGATIONS OF COIL HEAT EXCHANGER UTILIZING WASTE HEAT FROM AIR CONDITIONING SYSTEM

In this paper the selected results of testing of tube coil heat exchanger have been presented. The investigated heat exchanger is designed to preheating domestic warm water with the use of waste heat from air conditioning system. The tested device consists of finned tube coil heat exchanger immersed in the thermal storage tank. The tank is equipped with three heating coils and the cylindrical-shaped temperature stratification system. Two coils use water as a heating medium. The third, double-wall heat exchanger coil is filled with the refrigerant from the air conditioning system. The industrial stand enables the experimental investigations of thermal and flow characteristics of the exchanger. In the paper the authors present the technological scheme of the test stand, specification of components of the stand, research possibilities and the exemplary results of characteristic temperature and pressure measurements.

**Keywords:** tube coil heat exchanger, thermal-flow characteristics, temperature stratification

### 1. Introduction

Coil heat exchangers have wide application in several fields of engineering. They are used in refrigerators, chemical reactors, steam generators, domestic hot water systems. In general they can be used as coolers, heaters, condensers or evaporators. Coiled tube heat exchangers offer some unique advantages: heat transfer between more than two streams, a large number of heat transfer unit and high operating pressure. Helical coils are used for various processes since they can accommodate a large heat transfer area in compact space, with high heat transfer coefficients. Coil heat exchangers were the subject of many investigations. Papers [1-6] are the examples of works on exchangers considered.

The present paper deals with the special type of coil heat exchanger. An important feature of the exchanger is waste heat recovery. The exchanger con-

---

<sup>1</sup> Autor do korespondencji/corresponding author: Joanna Wilk, Politechnika Rzeszowska, 35-959 Rzeszów, al. Powstańców Warszawy 12, tel.: (17) 8651288, e-mail: joanwilk@prz.edu.pl

<sup>2</sup> Robert Smusz, Politechnika Rzeszowska, e-mail: robsmusz@prz.edu.pl

sists of three finned coils immersed in the tank. Two coils are standard designed to warm the hot domestic water in the storage tank with the use of the water as a heating medium. The third coil is filled with the refrigerant which transfers the waste heat from the air conditioning system. The special buffer layer filled with the nanofluid is mounted in the coil to prevent possible refrigerant leakage. Cu/water nanofluid is used to reduce a thermal resistance of the buffer layer. Thermal tank is equipped with a temperature stratification device. It is designed for improving of heated water stratification level. Presented in this paper the industrial stand enables experimental investigations of the proposed coiled tube heat exchanger. The main aim of the investigations was to determine the influence of the application of the special device on the stratification of water temperature in the storage tank of the exchanger. The second goal was to obtain the thermal efficiency of the heat recovery system.

## 2. Test stand for investigations of coil heat exchanger

The presented test stand is equipped with measuring system for obtaining thermal and flow characteristics of the exchanger. It is based on the measure of: temperature, pressure, flow rate and heat loss with the use of special apparatus. The applied data recording system allows to collect and store measuring data. The technological scheme of the experimental stand is shown in figure 1. In turn figure 2 presents the general view of test section including the storage tank with applied sensors, supply pipes of heat exchanger and computer system for measuring control and data acquisition. The main elements of the experimental stand are: the storage tank, upper and lower water coils, the coil with refrigerant, the additional buffer tank and the thermostat. Two water coils are supplied with heating water with the use of the pump with a manifold. To ensure stabilization of the heating water temperature the additional buffer tank was applied. The third coil that uses waste heat is connected with the air conditioning system. Regulation of the flow rate of the working media is carried out with flow control valves. The measuring equipment located on the test stand enables measurements of the following parameters characterizing the operation of the considered heat exchanger:

- supply and return temperatures of working medium in each coil,
- inlet and exit pressure of working medium if each coil,
- volumetric flow rate in water coils,
- temperature of the outer surface of the tank,
- ambient temperature,
- heat loss from the outer surface of the storage tank.

To determine the thermal power and pressure drop in coils the following sensors are used:

- six resistive temperature sensors AP-TOP-VFGPt100 (Kompart Pomiar),

- six piezo pressure transducers A-10 (WIKA) of measurement range 0÷6 bar mounted on water coils,
- two piezo pressure transducers A-10 (WIKA) of measurement range 0÷40 bar mounted on the coil of heat recovery,
- two turbine flow meters TM44 (Tecfluid).

- 1 – Regulator
- 2 – Additional buffer tank
- 3 – Storage tank of domestic hot water
- 4 – Upper water coil
- 5 – Lower water coil
- 6 – The coil of heat recovery
- 7 – Pump
- 8 – Strainer filter
- 9 – Check valve
- 10 – Shut-off valve
- 11 – Analog manometer
- 12 – Analog thermometer
- 13 – Manifolds
- 14 – Flow control valve
- 15 – Turbine flow meter
- 16 – Temperature sensor
- 17 – Pressure transducer
- 18 – Vent valve
- 19 – Expansion vessel
- 20 – Backflow preventer
- 21 – Safety valve

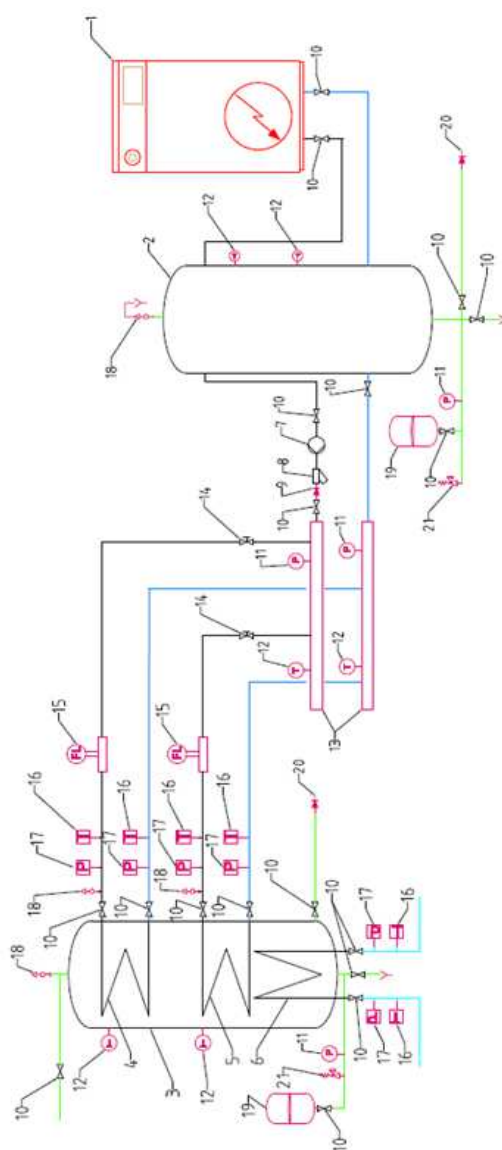


Fig. 1. Technological scheme of the experimental stand for the test of tube coil heat exchanger using waste heat from air conditioning system



Fig. 2. Tested tube coil heat exchangers - general view of test section

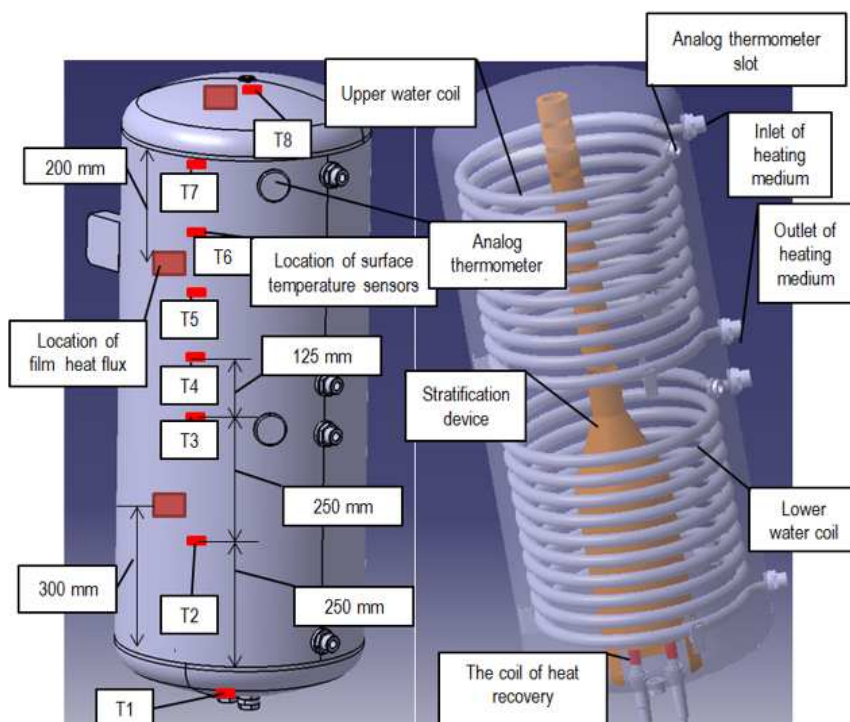


Fig. 3. Location of measuring sensors on the surface of the storage tank and the visualization of coil heat exchanger system with the stratification device

The eight resistive temperature sensors M-FK 1020 (Heraeus Sensor-Nite GmbH) are mounted on the surface of the tank to measure the stratification of domestic hot water temperature in the storage tank. To determine heat loss from the tank three film heat flux sensors HFS-3 (OMEGA) are used. Two sensors have a sensitivity of  $1.9 \mu\text{V}/\text{W}/\text{m}^2$ , one sensor has a sensitivity of  $22.3 \mu\text{V}/\text{W}/\text{m}^2$ . Additionally, one resistive temperature sensor TP-992Pt1000 (CZAKI Termoprodukt) is used to measure the ambient temperature.

The power supply of temperature and pressure sensors is realized by two-channel power adapters Aplisens ZI-25-01. Data logging is carried out with the recorder GL820 and GL220 (DATAQ®). Sequence of measurements is con-

trolled by the software DATAQ®. The location of heat flux and temperature sensors on the surface of the tank is presented in figure 3. Temperature sensors T1 and T8 are placed at the bottom and the top of the tank, respectively. They measure the temperature at the highest and lowest point of the storage tank. A total of 26 parameters is measured and recorded with the use of data acquisition system.

### 3. Results of measurements

Basic measurements of the considered tube coil heat exchanger were performed during thermal supplying of the storage tank with the use of the coil filled with the refrigerant which transferred the waste heat from the air conditioning system. Changes in time of supply and return temperatures of the refrigerant being working medium are presented in figure 4. Figure 5 shows changes of the pressure at the inlet and outlet of the coil of heat recovery.

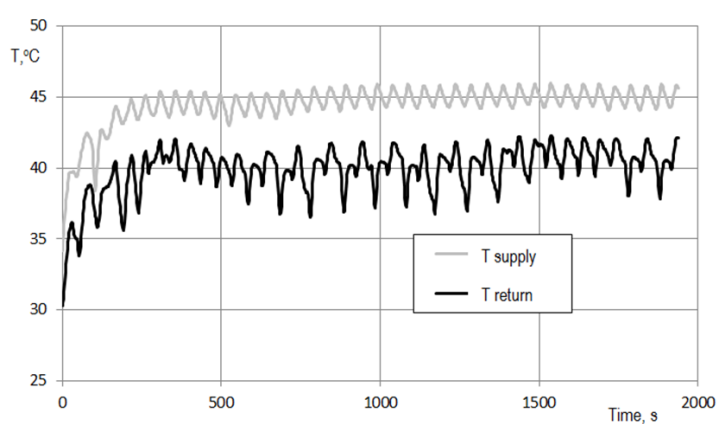


Fig. 4. Supply and return temperature of the refrigerant - R407C - the working medium from air conditioning system

The mean supply temperature of working medium during the process of the heating of water in storage tank with the use of the coil of heat recovery was equal to 44.74°C. The return temperature was respectively 40.2°C. The mean value of supply pressure was 1601.6 kPa and of return pressure was 1594.6 kPa. The pressure drop of the refrigerant during the flow through the coil heat exchanger was equal to 7 kPa. Exemplary results of measurements of water in the storage tank are presented in figure 6. Temperature changes during the heating process measured with sensors T1, T8 located at the bottom and the top of the tank are shown. Additionally, the temperature from sensor T2 (according to Figure 3) is presented. The point T2 is located at a height relative to the bottom

of the tank equal to 0.27. The example in Figure 6 refers to water heating process with the use of the coil exchanger of heat recovery system.

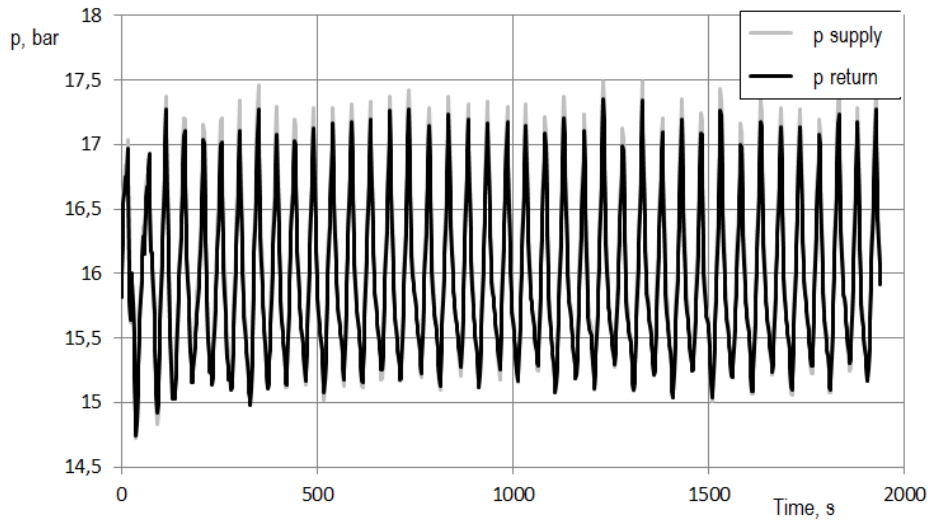


Fig. 5. Supply and return pressure of the refrigerant

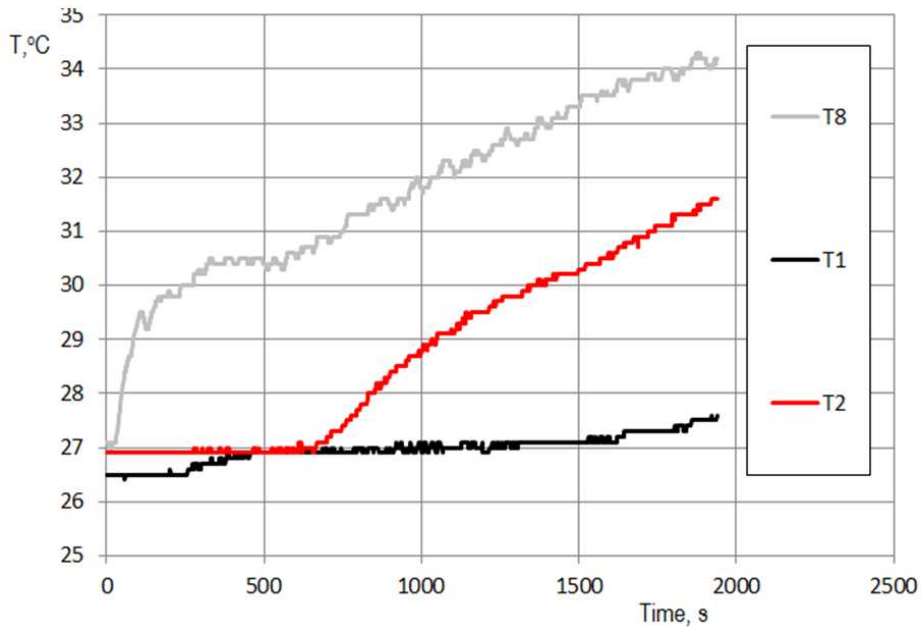


Fig. 6. Temperature of heated water in the storage tank in a function of heating time

## 4. Conclusions

The presented test stand has been built to research the tube coil heat exchanger designed to warm domestic hot water with the use of waste heat from air conditioning system. The test stand enables the experimental investigations of thermal and flow characteristics of the exchanger. On the basis of some selected results of the investigation the following conclusions on the operation of the exchanger can be formulated:

- 1) Supply and return temperature of working medium is stabilized after about 250 seconds' thermal start-up. It is the result of thermal inertia of the installation and the temperature sensors.
- 2) The observed oscillations of temperature and pressure of working medium are the effect of cyclic operation of the compressor unit of the air conditioning system.
- 3) The applied refrigerant R407C is a superheated vapor at the inlet of the coil. Saturation temperature of R407C is 36.4°C, at return pressure 15.946 bar. Thus, at the exit of the coil the refrigerant is a saturated liquid-vapor mixture. The partial condensation of the refrigerant is the result of a relatively high water temperature in the storage tank.
- 4) The relatively fast water heating process is observed. This is represented by changes of temperature T2 and T8 as shown in figure 6. Hot water is transported to the upper zone of the storage tank by a system of temperature stratification.
- 5) In the bottom zone of the tank the increase in water temperature is low. Thus, the difference between refrigerant temperature and the temperature of water in the tank does not decrease and the operation of heat recovery system is improved.

## References

- [1] Genić S.B., Jaćimović B.M., Jarić M.S., Budimir N. J., Dobrnjac M. M.: Research on the shell-side thermal performances of heat exchangers with helical tube coils, *Int. J. Heat Mass Transfer*, 55 (2012) 4295-4300.
- [2] Logie W.: Immersed Coil Heat Exchangers, *Solartechnik Prüfung Forschung*, 22 (2007) 1-11.
- [3] Prabhanjan D.G., Raghavan G.S. V., Rennie T.J.: Comparison of heat transfer rates between a straight tube heat exchanger and a helically coiled heat exchanger, *Int. Comm. Heat Mass Transfer*, 29 (2002) 185-191.
- [4] Smusz R., Wilk J.: Coil heat exchanger with the nanofluid filled buffer layer, *Appl. Mech. Materials*, 831 (2016) 223-231.
- [5] Smusz R, Wilk J.: Modeling of heat transfer processes in filled with nanofluid the buffer layer of coil heat exchanger, *J. Power Technologies*, 20 (2016) in the process of publishing.



- [6] Zachár A.: Analysis of coiled-tube heat exchangers to improve heat transfer rate with spirally corrugated wall, *Int. J. Heat Mass Transfer*, 53 (2010) 3928-3939.

## **BADANIA WSTĘPNE WĘŻOWNICOWEGO WYMIENNIKA CIEPŁA WYKORZYSTUJĄCEGO CIEPŁO ODPADOWE Z SYSTEMU KLIMATYZACJI**

### **Streszczenie**

W pracy przedstawiono wybrane wyniki badań wężownicowego wymiennika ciepła. Testowane urządzenie jest przeznaczone do podgrzania ciepłej wody użytkowej przy użyciu ciepła odpadowego pochodzącego z systemu klimatyzacji. Badane urządzenie stanowi wymiennik ciepła złożony z uźebrowanych wężownic zanurzonych w zbiorniku termicznym. Zbiornik jest wyposażony w trzy wężownice grzejne oraz cylindryczny układ stratyfikacji temperatury. Czynnikiem roboczym w dwóch wężownicach jest woda. Trzeci dwuścienny wężownicowy wymiennik ciepła jest zasilany czynnikiem chłodniczym z układu klimatyzacji. Stanowisko przemysłowe umożliwia przeprowadzenie badań eksperymentalnych charakterystyk cieplno-przepływowych wymiennika. W pracy autorzy przedstawili schemat technologiczny stanowiska badawczego wraz z wykazem i charakterystyką jego poszczególnych elementów. Podano również możliwości badawcze oraz przytoczono przykładowe wyniki pomiarów temperatur i ciśnień charakterystycznych.

**Słowa kluczowe:** wężownicowy wymiennik ciepła, charakterystyki cieplno-przepływowe, stratyfikacja temperatury

DOI: 10.7862/rm.2017.11

*Otrzymano/received: 12.09.2016*

*Zaakceptowano/accepted: 24.11.2016*

## Informacje dodatkowe

1. Lista recenzentów współpracujących będzie opublikowana w czwartym numerze *Zeszytów Naukowych Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika*, z. 89 (4/2017) oraz zamieszczona na stronie internetowej:  
<http://oficyna.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika/>
2. Zasady recenzowania są udostępnione na stronie internetowej:  
<http://oficyna.prz.edu.pl/zasady-recenzowania/>
3. Informacje dla autorów artykułów są udostępnione na stronie internetowej:  
<http://oficyna.prz.edu.pl/informacje-dla-autorow/>
4. Formularz recenzji jest udostępniony na stronie internetowej:  
<http://oficyna.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.prz.edu.pl/pl/instrukcja-dla-autorow/>  
oraz  
<http://oficyna.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.prz.edu.pl/pl/zeszyty-naukowe/mechanika/>

Zasady recenzowania, informacje dla autorów, formularz recenzji, instrukcja dla autorów i dane kontaktowe do redakcji czasopisma i wydawcy będą opublikowane w czwartym numerze *Zeszytów Naukowych Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika*, z. 89 (4/2017).