POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

# MECHANIKA W LOTNICTWIE

# **ML-XVI 2014**

# TOM II

pod redakcją Krzysztofa Sibilskiego



Warszawa 2014

#### Organizatorzy

- Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
- Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych Politechniki Wrocławskiej
- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej
- Instytut Lotnictwa w Warszawie
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie
- Wydział Mechatroniki i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej
- Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie

#### Komitet Naukowy

Krzysztof Sibilski (Polska) – przewodniczący
Krzysztof Arczewski (Polska) \* Paweł Artymowicz (Kanada) Wojciech Blajer (Polska) \* Józef Gacek (Polska)
Zdzisław Gosiewski (Polska) \* Jacek Goszczyński (Polska)
Stanisław Kachel (Polska) \* Zbigniew Koruba (Polska)
Grzegorz Kowaleczko (Polska) \* Adam Kozakiewicz (Polska)
Maciej Lasek (Polska) \* Zbigniew Leciejewski (Polska)
Edyta Ładyżyńska-Kozdraś (Polska) \* Andrzej Majka (Polska)
Arkadiusz Mężyk (Polska) \* Aleksander Olejnik (Polska)
Marek Orkisz (Polska) \* Jimoch Pedro (RPA)
József Rohács (Węgry) \* Jerzy Sąsiadek (Kanada)
Wiesław Sobieraj (Polska) \* Kazimierz Szumański (Polska)
Witold Wiśniowski (Polska) \* Wiesław Wróblewski (Polska)
Bogdan Żak (Polska) \* Andrzej Żyluk (Polska)

ISBN 978-83-932107-3-2

 $\bigodot$ Copyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej Warszawa2014

<u>Nakład:</u> 180 egz.

Druk: Drukarnia nr 1, ul. Rakowiecka 37, 02-521 Warszawa

# Rozdział I

# Bezpieczeństwo lotów, stany awaryjne i katastrofy lotnicze

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVI 2014

# PROBLEMY WYTRZYMAŁOŚCIOWE SKRZYDŁA SAMOLOTU W LOCIE W MOMENCIE KONTAKTU Z DRZEWEM

JAN BŁASZCZYK

Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa

Rozpatrzono pracę struktury siłowej skrzydła samolotu w momencie zderzenia z drzewem oraz wykonano niezbędne obliczenia wytrzymałościowe. Zidentyfikowano strukturę wytrzymałościową analizowanego skrzydła jako konstrukcję wieloobwodowa z powłokami wzmocnionymi podłużnicami i trzema dźwigarami. Rozpatrzono pracę konstrukcji pod obciążeniem. Ustalono przybliżone rozkłady obciążeń działające na skrzydło tuż przed zderzeniem i w momencie zderzenia z drzewem. W celu wyznaczenia stanu naprężeń konstrukcji zbudowano matematyczny model obliczeniowy struktury skrzydła w analizowanym przekroju, bazujący na klasycznej statyce lotniczej. Wykonano odpowiednie analizy obciażeń i złożonego stanu naprężeń w elementach siłowych skrzydła w przekroju krytycznym. Uwzględniono geometrię kontaktu skrzydła z pniem drzewa, uznając ją za bardzo ważny element w ocenie stanu naprężeń konstrukcji. Podano prawdopodobny scenariusz niszczenia konstrukcji, wynikający z istniejącego stanu naprężeń w chwili zderzenia. Analizy numeryczne wykonano na przykładzie konstrukcji skrzydła oraz parametrów lotu samolotu pasażerskiego konstrukcji Tupolewa. Uzyskane wyniki pracy mogą być wstępem do analiz dynamicznych problemu, również mogą stanowić jego pierwsze przybliżenie.

#### 1. Wprowadzenie

Celem pracy jest próba odpowiedzi na pytanie: co się dzieje z konstrukcją skrzydła podczas kontaktu (uderzenia) z drzewem? Treść pracy nawiązuje wprost do katastrofy Smoleńskiej [23], konkretnie jej małego obszaru, jakim jest moment kontaktu skrzydła z drzewem (brzozą). By odpowiedzieć na postawione pytanie, należy wyznaczyć układ obciążeń skrzydła tuż przed i w chwili zderzenia. Dalej, ustalić stan naprężeń w konstrukcji, w przyjętym modelu siłowym. W tym celu należy opracować matematyczny model obliczeniowy, zredagować i uruchomić programy z wykorzystaniem PC-ta. Ustalić siły niezbędne do ścięcia brzozy. Wykonać odpowiednie analizy stanu naprężeń konstrukcji skrzydła.

#### 1.1. Układ samolotu

Samolot konstrukcji Tupolewa (oblot 1968 r.) zbudowany w klasycznym układzie aerodynamicznym (rys. 1). Dolnopłat ze skrzydłami skośnymi wyposażonymi w ruchome powierzchnie sterowe (sloty, klapy, interceptory i lotki). Płat nośny tworzą: centropłat i skrzydła doczepne. Konstrukcja skrzydeł półskorupowa.

Układ sterowania klasyczny. Usterzenia skośne zbudowane w układzie T, usterzenie poziome mocowane do konsoli usterzenia pionowego. Obydwa usterzenia w układzie klasycznym (statecznik plus ster), konstrukcja dźwigarowa.

Podwozie trójpodporowe, wciągane, z przednim punktem podparcia. Główne zabudowane w skrzydłach, przednie – w nosowej części kadłuba.

Zespół napędowy tworzą trzy silniki umieszczone w tylnej części kadłuba, dwa symetrycznie po jego bokach, trzeci – centralnie położony na kadłubie i integralnie związany z konstrukcją usterzenia (statecznika) pionowego. Łączny ciąg zespołu napędowego wynosi 3x10300 daN.

#### 1.2. Układ wytrzymałościowo-konstrukcyjny skrzydła

Strukturę wytrzymałościową skrzydła (rys. 2 i rys. 3), tworzą: trzy dźwigary oraz górne i dolne pokrycie wzmocnione podłużnicami. Ich liczba wzdłuż rozpiętości jest zmienna. Dźwigary, w przybliżeniu są rozmieszczone: przedni na 12%, środkowy – 33% i tylny na 58% cięciwy skrzydła (rys. 1).

Do dźwigarów skrajnych mocowane są ruchome powierzchnie sterowe, w które wyposażone jest skrzydło. Podstawowym elementem siłowym skrzydła jest struktura trójobwodowa (a w zasadzie dwuobwodowa), którą tworzą ścianki dźwigarów oraz powłoki skrzydła (górna i dolna) wzmocnione podłużnicami oraz obwód przedni (nosek). Podana struktura przenosi główne obciążenia ciągłe (normalne i styczne) oraz siły skupione w okuciach ruchomych powierzchni sterowych (reakcje w podporach) oraz podwozia.

Geometria zdefiniowanej struktury jest zmienna wzdłuż rozpiętości, zarówno co do wymiarów zewnętrznych jak i grubości (powierzchni) elementów składowych lub ich liczby. Na przykład, grubość pokrycia, począwszy od płaszczyzny mocowania do swobodnego końcam, jest zmienna [16], [21]. Charakter zmiany grubości powłok (górnej i dolnej) jest różny, odcinkami liniowy [27].



Rys. 1. Sylwetka samolotu Tupolew Tu-154 i widoczne położenie dźwigarów wzdłuż cięciwy w dwóch przekrojach A-A i B-B skrzydła doczepnego [16]

#### 1.3. Właściwości pracy konstrukcji skrzydła

Skrzydło samolotu Tu-154 stanowi typową przestrzenną konstrukcją cienkościenną. Składa się ona ze szkieletu i pokrycia. Szkielet tworzą elementy wzdłużne (podłużnice i dźwigary) i elementy poprzeczne (żeberka, ścianki). Razem tworzą szkielet przestrzenny, który może przenosić naprężenia normalne i styczne. W takiej konstrukcji materiał rozłożony jest zasadniczo na obwodzie, co jest najbardziej racjonalne z punktu widzenia wytrzymałości struktury przy przejmowaniu momentów zginających i skręcających.

Rozpatrywane skrzydło, z konstrukcyjnego punktu widzenia, jest strukturą cienkościenną typu wzmocnionej powłoki z niezmiennymi (w przybliżeniu) konturami przekrojów poprzecznych.



Rys. 2. Układ wytrzymałościowo-konstrukcyjny skrzydła samolotu Tupolew Tu-154 [16]; 1 – centropłat, 2, 4, 6 – sloty, 5 – skrzydło doczepne, 8 – lotka, 9 – kierownice aerodynamiczne, 10 11, 12 – interceptory, 16, 17, 18 – dźwigary (przedni, środkowy i tylny), N1-N45 – numery żeberek

Pod działaniem obciążeń zewnętrznych powłoki takie, jeśli mają dostateczną długość (w praktyce słuszne dla wydłużenia  $\lambda > 3$ , w analizowanym samolocie jest  $\lambda \approx 8,5$ ), pracują na skręcanie i zginanie w sposób podobny do klasycznych belek [2], [5].



Rys. 3. Struktura doczepnej części skrzydła [16]. Widoczne powłoki środkowego i tylnego kesonu skrzydła wzmocnione podłużnicami. Objętość kesonów wykorzystana jako integralny zbiornik paliwa

Udział poszczególnych elementów w ogólnej pracy na zginanie i skręcanie wzmocnionej powłoki jest niejednakowy. Naprężenia normalne (od zginania) w przekrojach powłoki przenoszą głównie: pasy trzech dźwigarów (rys. 2), podłużnice i pokrycie (rys. 3). Naprężenia styczne przy ścinaniu i skręcaniu – pokrycie i ścianki dźwigarów (keson trójobwodowy).

W strefie ściskanej pokrycie i podłużnice przy określonej wartości obciążeń tracą stateczność i przestają przenosić dalsze zwiększanie obciążenia, mimo że nie wyczerpana została nośność mocnych, statecznych elementów. Zniszczenie konstrukcji zachodzi dopiero wówczas, gdy naprężenia w jej podstawowych elementach siłowych osiągają wartości naprężeń niszczących. Naprężenia niszczące należy tu rozumieć dość szeroko. Mogą to być naprężenia równe doraźnej granicy wytrzymałości materiału  $(R_m)$  i wywołujące zniszczenie podstawowych elementów siłowych dosłownie, a mogą to być naprężenia krytyczne tych elementów  $(\sigma_{kr})$ .

#### 2. Obciążenia skrzydła

Określenie obciążeń działających na skrzydło sprowadza się do wyznaczenia jego wielkości i kierunku działania oraz rozkładu i miejsca przyłożenia wzdłuż rozpiętości i cięciwy. Parametry określające obciążenie zależą od kształtu i konstrukcji skrzydła (parametry geometryczne skrzydła, jego sztywność, kształt profilu) oraz warunków lotu (rozwijana prędkość, kąt natarcia, położenie powierzchni ruchomych).

Ważna jest znajomość rozkładów obciążeń skrzydła wzdłuż jego rozpiętości i cięciwy [6], [9], [22], [24]. Najlepiej mieć wyniki badań doświadczalnych. Gdy takowych brak, wówczas do obliczeń wytrzymałościowych można wykorzystać formuły przybliżone dające wyniki do przyjęcia z inżynierską dokładnością [15], [17], [22], [24]

$$p_z(y) = \frac{n_o(m_s - m_{pl})g}{S}b(y) \tag{2.1}$$

gdzie: b(y) – bieżąca cięciwa skrzydła, g – przyspieszenie ziemskie,  $m_{pl}$  – masa sa płata (dwóch skrzydeł),  $m_s$  – masa samolotu w locie,  $n_o$  – przeciążenie obliczeniowe,  $p_z(y)$  – jednostkowe obciążenie skrzydła wzdłuż rozpiętości, S – powierzchnia płata.

Rozkład obciążenia wzdłuż cięciwy skrzydła, mierzony odległością od noska profilu (wzdłuż osi x), określić można zależnością

$$\overline{x}_{sp} = \frac{x_{sp}}{b} = -\left(\frac{\partial C_m}{\partial C_Z} + \frac{C_{mo}}{C_Z}\right)$$
(2.2)

gdzie: b – cięciwa skrzydła,  $C_{mo}$  – współczynnik momentu przy zerowej sile nośnej  $(C_z=0).$ 

Obciążenie zewnętrzne skrzydła (aerodynamiczne i masowe) równoważone jest przez siły wewnętrzne, które w dowolnym przekroju skrzydła można sprowadzić do obciążeń wypadkowych, tj. do momentów zginających i skręcających oraz sił poprzecznych. Siły poprzeczne sprowadza się do punktu przekroju nazywanego środkiem sił poprzecznych konstrukcji zamkniętej  $(ssp_z)$ .

Zwykle, w analizach inżynierskich, istotne są: siła poprzeczna wzdłuż osi  $z - T_z$ , moment zginający względem osi  $x - M_x$  i moment skręcający skrzydło względem osi  $y - M_y$ . Przykładowe rozkłady tych obciążeń przedstawiono na rys. 5 do 7. W analizie stanu naprężeń skrzydła doczepnego samolotu Tu-154, dodatkowo należy uwzględnić: siłę  $T_y$  działającą wzdłuż osi wzdłużnej y, moment zginający względem osi  $z - M_z$  oraz siłę  $T_x$  działającą wzdłuż osi x. Wszystkie wymienione siły i momenty ilustruje rys. 4.

Należy dodać, że na wartości tych uogólnionych sił, istotny wpływ będzie miał kontakt z drzewem (brzozą). W tym parametry lotu i geometria skrzydła doczepnego oraz właściwości mechaniczne brzozy.



Rys. 4. Przyjęty układ odniesienia oraz siły i momenty działające w przekroju doczepnego skrzydła samolotu Tu-154

Podczas wykonywania normalnych lotów, wynikających z przeznaczenia samolotu, z trzech wymienionych wcześniej obciążeń  $(T_z, M_x i M_y)$  moment zginający  $M_x$  można określić jako obciążenie podstawowe. Jego wartość jest znaczna, ponadto działa w płaszczyźnie najmniejszej sztywności układu (specyfika profilu lotniczego). Przy tym na jego przejęcie konieczna jest największa ilość materiału – do 50% masy struktury skrzydła. W zależności od tego, jakie elementy struktury przenoszą  $M_x$ , wyróżnia się różne układy wytrzymałościowe konstrukcji (dźwigarowe, półskorupowe, skorupowe).

W dalszej części pracy, przedstawiono model przekroju skrzydła do obliczeń wytrzymałościowych, statycznych [3], [7], [13]. Analizowany kontur profilu skrzydła doczepnego w wybranym przekroju wstępnie podzielono na 22 elementy, finalnie (po skorygowaniu) na 28 elementów.



Rys. 5. Zmiana siły poprzecznej $T_z$ wzdłuż długości skrzydła samolotu Tu-154  $(m=78000\,{\rm kg},\,v=260\,{\rm km/h})$ 



Rys. 6. Zmiana momentu zginającego  $M_x$ wzdłuż długości skrzydła samolotu  $(m=78000\,{\rm kg},\,v=260\,{\rm km/h})$ 



Rys. 7. Zmiana momentu skręcającego  $M_y$ w<br/>zdłuż długości skrzydła samolotu Tu-154 ( $m=78000\,{\rm kg},\,v=260\,{\rm km/h})$ 

#### 3. Model obliczeniowy przekroju skrzydła

#### 3.1. Sformułowanie problemu

Zajmiemy się skrzydłem doczepnym samolotu (rys. 3). Rozpatrzymy strukturę tego skrzydła w przekroju prawdopodobnego kontaktu z drzewem. W dalszej części przekrój ten nazywać będziemy przekrojem krytycznym.

W statyce konstrukcji cienkościennych siłę przypadającą na jednostkę długości konturu nazywa się "wydatkiem" (ciekiem) naprężeń. Dzieląc wydatek przez grubość konturu (pokrycia, ścianki), otrzymujemy naprężenie.

Do podjęcia analizy wydatków naprężeń (stanu naprężeń) przy działaniu określonego układu obciążeń przyjmiemy model obliczeniowy, którego ideę ilustruje rys. 8. Na rysunku przedstawiono część (przednią i środkową) niesymetrycznego profilu lotniczego, w którego kontur wpisano trójobwodową strukturę siłową. Tworzą ją trzy ścianki podłużne (ścianki dźwigarów), powierzchnie skupione (podłużnice, pasy) i pokrycie.



Rys. 8. Model obliczeniowy kesonu trójobwodowego i przyjęty podział konturu na elementy

Przyjęto, że rozpatrywana konstrukcja (rys. 8) składa się z n elementów prostoliniowych. Element z indeksem j-tym charakteryzowany jest przez podanie współrzędnych jego początku (1) –  $x_{j,1}$ ,  $z_{j,1}$  i końca (2) –  $x_{j,2}$ ,  $z_{j,2}$ w układzie odniesienia  $Ox_{od}z_{od}$ . Stąd bezpośrednio wynikają parametry geometryczne elementu: długość  $l_j$  i kąt pochylenia  $\alpha_j$ . Na końcach elementów umieszczono powierzchnie skupione  $F_j$  (podłużnice, pasy dźwigarów), których jest n - 2. Do powyższych parametrów należy jeszcze dodać grubość elementu  $\delta_j$ . Przyjęta liczba elementów n wynika z dostatecznego pokrycia odcinkami prostymi konturu profilu skrzydła.

Następnie należy wyznaczyć charakterystyczne punkty przekroju: środek ciężkości (masy) sc, środek sił poprzecznych konstrukcji otwartej  $ssp_o$  i środek sił poprzecznych konstrukcji zamkniętej  $ssp_z$ . Należy również wyznaczyć

odpowiednie charakterystyki geometryczne przekroju: momenty bezwładności główne centralne oraz rozkłady bieżących momentów statycznych. Znajomość wymienionych parametrów i położenia charakterystycznych punktów jest niezbędna do określenia stanu naprężeń w konstrukcji od działających obciążeń w analizowanym przekroju skrzydła.

### 3.2. Zagadnienia do rozwiązania

Analityczne wyznaczenie ssp trójobwodowej konstrukcji zamkniętej (hiperstatycznej) wymaga szeregu działań, które w skrócie można sprowadzić do następujących [2], [3], [25]:

- wyznaczenia głównych centralnych osi bezwładności przekroju (współrzędne środka ciężkości przekroju w układzie pierwotnym Oxz, momenty bezwładności względem osi układu odniesienia),
- obliczenie głównych centralnych momentów bezwładności przekroju (maksymalnego i minimalnego),
- przemyślanego otwarcia konstrukcji (trzy cięcia fikcyjne),
- wyznaczenie rozkładu bieżących momentów statycznych dla konstrukcji otwartej,
- wyznaczenie rozkładu wydatku (cieku) naprężeń stycznych dla konstrukcji otwartej,
- wykonanie odpowiednich obliczeń sprawdzających poprawność wyznaczonych sił w elementach struktury od siły obciążającej,
- wyznaczenie sił w elementach konstrukcji i ich momentów względem wybranego bieguna,
- ustalenie położenia środka sił poprzecznych konstrukcji otwartej  $ssp_o$ ,
- wyznaczenie stałych wydatków odciążających w obwodach konstrukcji,
- ustalenie położenia środka sił poprzecznych konstrukcji zamkniętej $ssp_z.$

## 4. Wydatki naprężeń styczne i normalne

### 4.1. Konstrukcja otwarta

Obliczenie wydatków naprężeń stycznych w przekroju skrzydła wymaga wykonania obliczeń konstrukcji otwartej, czyli należy wykonać fikcyjne przecięcia tej konstrukcji. Konstrukcja jest trzykrotnie statycznie niewyznaczalna,

czyli trzeba wykonać tyle fikcyjnych cięć, ile jest obwodów. W pracy wykonano otwarcia konstrukcji w miejscach, gdzie główna centralna oś Ox przecina ścianki kolejnych dźwigarów (por. rys. 9).



Rys. 9. Rozkład momentu statycznego  $S_x(s)$ dla konstrukcji otwartej w punktach  $A,\,B$ iC

#### 4.1.1. Wydatek dla konstrukcji otwartej od siły $T_z$

Znając geometrię przekroju oraz obciążenie i sposób jego przyłożenia, określimy wydatki naprężeń stycznych w dowolnym punkcie j-tego elementu konturu

$$q_{zj}(s) = \frac{T_z}{I_x} S_{xj}(s) \tag{4.1}$$

gdzie:  $q_{zj}(s)$  – wydatek naprężeń stycznych w *j*-tym elemencie konturu konstrukcji otwartej od siły tnącej  $T_z$  zaczepionej w  $ssp_o$ ,  $I_x$  – główny centralny moment bezwładności przekroju względem osi x,  $S_{xj}$  – bieżący moment statyczny względem osi x (rys. 9), s – zmienna bieżąca wzdłuż analizowanego konturu.

Wzór (4.1) jest słuszny z zastrzeżeniem, że siła  $T_z$  jest zaczepiona w środku sił poprzecznych konstrukcji otwartej, czyli jest dla niej obciążeniem bezskręceniowym.

Równania wydatku naprężeń stycznych dla kolejnych elementów konstrukcji otwartej obciążonej w  $ssp_o$  jednostkową siłą  $T_z$  mają postać

$$q_{z1}(s) = \frac{1}{2}\beta\delta_{1}s^{2}\sin\alpha_{1}$$

$$q_{zj}(s) = \beta[Sx_{j,1} + \delta_{j}s(z_{j,1} \pm s\sin\alpha_{j})] \qquad j = 2, 3, \dots, n$$

$$q_{z,n+k}(s) = \frac{1}{2}\beta\delta_{n+k}s^{2}\cos\phi_{o} \qquad k = 1, 2, 3, 4$$

$$\beta = Ix^{-1}$$
(4.2)

a ich graficzną ilustrację wzdłuż elementów konturu przedstawia rys. 10.



Rys. 10. Rozkład wydatku naprężeń stycznych  $q_z(s)$ dla konstrukcji otwartej przy $T_z=1$ 

#### 4.1.2. Położenie punktu ssp<sub>o</sub>

Mając wydatki określone wzorami (4.2), możemy obliczyć siły działające w każdym elemencie przez wykonanie całkowania wzdłuż długości każdego elementu. Otrzymujemy wzory

$$T_{1} = \frac{1}{6}\beta\delta_{1}l_{1}^{3}\sin\alpha_{1}$$

$$T_{j} = \beta l_{j} \Big[ Sx_{j,1} + \frac{1}{2}\delta_{j}l_{j} \Big( z_{j,1} \pm \frac{1}{3}l_{j}\sin\alpha_{j} \Big) \Big] \qquad j = 2, 3, \dots, n \qquad (4.3)$$

$$T_{n+k} = \frac{1}{6}\beta\delta_{n+k}l_{n+k}^{3}\cos\phi_{o} \qquad k = 1, 2, 3, 4$$

Przy znanych siłach wewnętrznych  $T_j$ działających w elementach struktury oraz dysponując promieniami ich działania $\rho_j = b_{1j} \cos \alpha_j$ względem wybranego bieguna, możemy określić odległość

$$e_x = \beta \sum_{j=1}^{n+4} T_j \rho_j \tag{4.4}$$

środka sił poprzecznych konstrukcji otwartej  $ssp_o$  od środka ciężkości przekroju (rys. 11). Dla tego rodzaju konstrukcji  $ssp_o$  zawsze jest położony na zewnątrz konturu (przed noskiem profilu). Symbol  $b_{1j}$  jest odległością mierzoną wzdłuż osi rzędnych z dla x = 0. Z reguły wartość  $b_{1j}$  jest zmienna dla każdego elementu konturu.

#### 4.1.3. Wydatki odciążające X, Y i Z w obwodach konturu

Wydatki odciążające działające w obwodach struktury mają zwroty przeciwne do cieków obliczonych dla konstrukcji fikcyjnie otwartej (por. rys. 10). Oznaczymy je jako X w obwodzie pierwszym (obwód noska profilu), Y w obwodzie środkowym i Z w obwodzie tylnym (rys. 12).



Rys. 11. Siły wewnętrzne w elementach konturu od siły obciążającej  $T_z$  zaczepionej w ssp oraz położenie charakterystycznych punktów przekroju [25]



Rys. 12. Wydatki odciążające w obwodach struktury. Naniesiono również skierowanie cieku naprężeń stycznych dla konstrukcji otwartej  $q_z(s)$  obliczonego wzorami (4.2)

Wykorzystując zależność na energię ścinania jednostki objętości  $V_j = \tau^2/(2G)$ , podamy równania na energię ścinania dla kolejnych obwodów konturu. I tak, dla przedniego obwodu (nosek profilu) zależność na energię ścinania  $V_I$  zapiszemy w postaci

$$V_I = \frac{1}{G} \left[ \sum_{j=8}^{16} \int_{l_j} \frac{1}{\delta_j^2} (X - q_{zj})^2 \, dx + \sum_{j=n+1}^{n+2} \int_{l_j} \frac{1}{\delta_j^2} (X - q_{zj} - Y)^2 \, dx \right]$$
(4.5)

 $V_{II}$  dla obwodu drugiego

$$V_{II} = \frac{1}{G} \left[ \sum_{j=5}^{7} \int_{l_j} \frac{1}{\delta_j^2} (Y - q_{zj})^2 \, dx + \sum_{j=n+1}^{n+2} \int_{l_j} \frac{1}{\delta_j^2} (Y + q_{zj} - X)^2 \, dx \right] + \\ + \frac{1}{G} \left[ \sum_{j=17}^{19} \int_{l_j} \frac{1}{\delta_j^2} (Y - q_{zj})^2 \, dx + \sum_{j=n+3}^{n+4} \int_{l_j} \frac{1}{\delta_j^2} (Y - q_{zj} - Z)^2 \, dx \right]$$
(4.6)

oraz  $V_{III}$  dla obwodu trzeciego

$$V_{III} = \frac{1}{G} \left[ \sum_{j=1}^{4} \int_{l_j} \frac{1}{\delta_j^2} (Z - q_{zj})^2 \, dx + \sum_{j=20}^{22} \int_{l_j} \frac{1}{\delta_j^2} (Z - q_{zj})^2 \, dx \right] + \frac{1}{G} \left[ \sum_{j=n+3}^{n+4} \int_{l_j} \frac{1}{\delta_j^2} (Z + q_{zj} - Y)^2 \, dx \right]$$
(4.7)

Podane wyżej formuły wiążą zmienne wydatki dla konstrukcji otwartej z wydatkami odciążającymi dla każdego z trzech obwodów konturu. Należy pamiętać o odpowiednim zwrocie tych wydatków. Po wykonaniu całkowania wzdłuż długości obwodów otrzymujemy układ trzech równań. Pierwsze z niewiadomymi X i Y, drugie z niewiadomymi X, Y, Z i trzecie z niewiadomymi Y i Z. Po ich zróżniczkowaniu kolejno względem X, Y i Z i przyrównaniu do zera otrzymujemy układ trzech równań algebraicznych z trzema niewiadomymi. Rozwiązanie tego układu prowadzi do wyznaczenia wartości poszukiwanych wydatków X, Y i Z działających w kolejnych obwodach konturu.

#### 4.1.4. Położenie punktu $ssp_z$

Poszukiwany środek sił poprzecznych konstrukcji zamkniętej  $ssp_z$  leży wewnątrz obszaru ograniczonego konturem profilu i jest zorientowany względem środka sił poprzecznych konstrukcji otwartej  $ssp_o$  (rys. 11). Wyznaczone wydatki odciążająceX, Y i Z, mające stałe wartości, pozwolą na określenie odległości  $\Delta e_x$  z zależności

$$\Delta e_x = 2(F_I X + F_{II} Y + F_{III} Z) \tag{4.8}$$

którą odkładamy od punktu  $ssp_o$  wzdłuż osi głównej centralnej Ox. Tak otrzymujemy położenie punktu  $ssp_z$  nazywanego środkiem sił poprzecznych przekroju konstrukcji zamkniętej. Użyte we wzorze (4.8) oznaczenia  $F_I$ ,  $F_{II}$ , i  $F_{III}$ są całkowitymi powierzchniami ograniczonymi odpowiednio obwodem pierwszym, drugim i trzecim.

#### 4.2. Konstrukcja zamknięta

Dotąd rozpatrzono strukturę trójobwodową, podano niezbędne zależności do określenia wydatku naprężeń stycznych. Ustalono również charakterystyczne punkty przekroju. W dalszej części, dotyczącej struktury zamkniętej, zostaną podane zależności na wydatki naprężeń stycznych i normalnych. Będą one skutkiem działania obciążeń jednostkowych. Zmiany wydatków (stycznych i normalnych) będą pokazane na konturze przypominającym profil krytyczny doczepnego skrzydła samolotu Tu-154, podzielony na szereg elementów (rys. 13).



Rys. 13. Kontur struktury siłowej skrzydła doczepnego samolotu Tu-154 w przekroju krytycznym. Na rysunku kontur zawiera 26 elementów

#### 4.2.1. Wydatek od siły $T_z$

Jak wspomniano wcześniej, wydatek naprężeń stycznych dla konstrukcji zamkniętej jest sumą wydatków obliczonych dla konstrukcji otwartej obciążonej bezskręceniowo (wzory (4.2)) i wydatków odciążających X, Y i Z działających w jego obwodach. Wydatki te otrzymujemy z równań (4.7) i mają one zwrot przeciwny do wydatku otrzymanego z wzoru (4.2).

Czyli wydatek dla konstrukcji zamkniętej od sił<br/>y $T_z\!=\!\!1$ wyrazimy zależnością

$$\overline{q}_z(s) = q_z(s) + C \tag{4.9}$$

gdzie C jest jednym z wydatków odciążających (X, Y, Z) lub ich kombinacją, w zależności od obwodu i konkretnej ścianki w tym obwodzie. Na rys. 14 pokazano rozkład wydatku (wartość) oraz jego zmienne skierowanie wzdłuż konturu. Przypominają one, po pominięciu noska, klasyczne rozkłady dla trzech profili otwartych (dwa ceowniki, jeden dwuteownik)



Rys. 14. Rozkład wydatku naprężeń stycznych wzdłuż konturu konstrukcji zamkniętej dla $T_z=1\,$ 

#### 4.2.2. Wydatek od siły $T_x$

Do obliczenia wydatku wzdłuż konturu od siły  $T_x$  posłużymy się wzorem podobnym do wzoru (4.1) dotyczącym konstrukcji otwartej. Przy czym uzy-

skane tu wartości wydatku dla konstrukcji otwartej są takie same, jak dla konstrukcji zamkniętej, czyli słuszny jest wzór

$$\overline{q}_{xj}(s) = q_{xj}(s) = \frac{T_x}{I_z} S_{zj}(s)$$
(4.10)

w którym symbole  $I_z$  i  $S_z$  mają takie samo znaczenie jak we wzorze (4.1), lecz teraz dotyczą osi z. Zmianę wydatku  $\overline{q}_x(s)$  wzdłuż konturu ilustruje rys. 15. Należy zwrócić uwagę na skierowanie wydatku wzdłuż konturu.



Rys. 15. Rozkład wydatku naprężeń stycznych od jednostkowej siły poziomej  $T_x = 1$ 

#### 4.2.3. Wydatek od momentu skręcającego – $M_y$

Zagadnienie obliczeń wydatku naprężeń i odkształceń poddanych działaniu momentu skręcającego w tego rodzaju ustrojach cienkościennych jest zagadnieniem statycznie niewyznaczalnym. Rozdzielając fikcyjnie konstrukcję na trzy izolowane obwody (rury), przy uwzględnieniu wzorów Bredta [2], [7], [13], otrzymamy tylko jedno równanie statyki dla określenia niewiadomych wydatków naprężeń stycznych w tych obwodach. Brakujące dwa równania wyznaczymy z warunku odkształceń.

Uwzględniając powyższe, kąty skręcenia rur składowych muszą być jednakowe, wówczas momenty skręcające przenoszone przez te obwody wynoszą

$$M_{yi} = \frac{4GF_i^2}{\oint\limits_i \frac{1}{\delta} \, ds} \phi \qquad i = 1, 2, 3 \tag{4.11}$$

Zaś wydatek naprężeń stycznych  $q_i$  wynikający z istnienia momentu  $M_{si}$ , dla *i*-tego obwodu przekroju wyznaczymy z zależności

$$q_i(M_{yi}) = \frac{2GF_i}{\oint_i \frac{1}{\delta} \, ds} \phi \qquad i = 1, 2, 3 \tag{4.12}$$

Wydatek dla *i*-tego obwodu izolowanego jest stały wzdłuż jego konturu.

Symbol  $\phi$  występujący we wzorach (4.11) i (4.12) jest jednostkowym kątem skręcenia w rozpatrywanym przekroju skrzydła. Obliczymy go z formuły

$$\phi = M_y \left( 4G \sum_{1}^{3} \frac{F_i^2}{\oint \frac{1}{\delta} \, ds} \right)^{-1} \tag{4.13}$$



Rys. 16. Rozkład wydatku naprężeń stycznych od momentu skręcającego  $M_y = 1$ 

#### 4.2.4. Wydatki naprężeń normalnych

Wydatki naprężeń normalnych (naprężenia normalne) powstają od sił bocznej  $T_y$  działającej wzdłuż rozpiętości skrzydła oraz momentów zginających  $M_x$  i  $M_z$  (rys. 4). Określimy je zgodnie z zależnością [2], [5]

$$n_y(s) = \left(\pm \frac{T_y}{A} \pm \frac{M_x}{I_x} z \pm \frac{M_z}{I_z} x\right) \delta(s)$$
(4.14)

gdzie: A – całkowita powierzchnia struktury w badanym przekroju, x i z – odpowiednie odległości od osi głównych centralnych,  $\delta(s)$  – zmienna grubość wzdłuż konturu.



Rys. 17. Rozkład wydatku naprężeń normalnych wzdłuż konturu struktury od momentu zginającego  $Mg_z=1$ 



Rys. 18. Sumaryczny rozkład wydatku naprężeń normalnych wzdłuż konturu struktury od momentów zginających  $Mg_x = 1$  i  $Mg_z = 1$ 

#### 4.2.5. Wydatki (naprężenia) zredukowane

Podsumowując, w rozpatrywanej strukturze mamy do czynienia z wydatkami naprężeń stycznych  $q_w(s)$  i wydatkami naprężeń normalnych  $n_y(s)$ . Pierwsze powstały w wyniku działania sił tnących  $T_x$  i  $T_z$  oraz momentu skręcającego  $M_y$ , drugie – głównie od momentów zginających  $M_x$  i  $M_z$  oraz siły  $T_y$ (rys. 4). Obydwa wydatki są funkcjami zmiennej bieżącej s, zarówno co do modułu, jak i znaku. Jeżeli otrzymane wydatki odniesiemy do grubości konturu, to otrzymamy odpowiednio naprężenia styczne i naprężenia normalne.

Możemy więc, dla dwuwymiarowego stanu, zdefiniować naprężenia zredukowane zgodnie z hipotezą Hubera

$$\sigma_{red}(s) = \frac{1}{\delta(s)} \sqrt{n_y^2(s) + 3q_w^2(s)}$$
(4.15)

Należy dodać, że podczas wykonywania normalnego lotu poziomego większość powłoki górnej będzie ściskana i ścinana, natomiast większość powłoki dolnej będzie rozciągana i ścinana. W naszym przypadku znaczne zwiększenie sił poziomych (tylko w zakresie statycznym) istotnie wpłynie na zmianę obciążeń struktury skrzydła.

#### 5. Kontakt z drzewem

#### 5.1. Układ sił w przekroju skrzydła w momencie kontaktu z drzewem

Układ obciążeń działających na skrzydło w momencie zderzenia z drzewem jest w zasadzie taki sam jak i przed zderzeniem (por. pkt. 2).

Zmiana wynika z istnienia siły zderzenia z drzewem  $P_b$ . Siła ta dystrybuuje się (np. rys. 20) na pozostałe siły i momenty (z wyjątkiem  $M_x$ ) w przekroju krytycznym w postaci odpowiednich przyrostów. Ich wielkość jest zależna od geometrii zderzenia (rys. 19). Przede wszystkim chodzi tu o kąt natarcia skrzydła  $\alpha$  i kąt wznoszenia  $\gamma$ .



Rys. 19. Geometria zderzenia oraz siły i momenty w krytycznym przekroju skrzydła w chwili kontaktu z drzewem;  $P_b$  – siła zderzenia z brzozą,  $\alpha$  i  $\gamma$  – odpowiednio kąt natarcia i kąt wznoszenia, v – wektor prędkości samolotu



Rys. 20. Dystrybucja siły  $P_b(\alpha)$  do środka sił poprzecznych przekroju zamkniętego  $ssp_z$  (keson środkowy)

Zawężając problem tylko do kąta natarcia  $\alpha$ , występujące w przekroju skrzydła siły i momenty w chwili zderzenia, określimy wzorami

$T_x = T_{xo} + P_b \cos \alpha \cos \chi$	$M_x = M_{xo}$	
$T_z = T_{zo} + P_b \sin \alpha$	$M_z = M_{zo} + P_b X_{ssp} \sin \chi$	(5.1)
$T_y = T_{yo} + P_b \sin \chi$	$M_y = M_{yo} + P_b X_{ssp} \sin \alpha$	

w których:  $T_{io}$  i  $M_{io}$  (i = x, y, z) oznaczają siły i momenty tuż przed zderzeniem,  $X_{ssp}$  jest odległością środka sztywności przekroju od krawędzi natarcia skrzydła mierzoną wzdłuż cięciwy (rys. 20), a  $\chi$  stanowi kąt skosu osi sztywności skrzydła.

Z wzorów (5.1) wynika, że uwzględnienie odpowiedniej geometrii zderzenia (kąty:  $\alpha > 0, \gamma > 0$ ) ma znaczący wpływ na wzrost sił tnących  $T_z$  i  $T_x$ 

oraz momentu skręcającego  $M_y$ . Prowadzi to do wzrostu wydatków naprężeń stycznych (por. rys. 14 do 16). Podobnie, mamy wzrost wydatku naprężeń normalnych w wyniku wzrostu siły osiowej  $T_y$  i momentu zginającego  $M_z$  działającego w płaszczyźnie skrzydła (por. rys. 17).

Wartości wydatków naprężeń stycznych określimy zgodnie z zależnościami (4.9), (4.10) i (4.12) dla ścinania i wzorem (4.14) dla ściskania lub rozciągania. Następnie, po ich podzieleniu przez grubość konturu, otrzymamy naprężenia (normalne, styczne) wzdłuż analizowanych obwodów konstrukcji.

#### 5.2. Naprężenia w konstrukcji skrzydła

W powłokach struktury mamy płaski stan naprężeń, mianowicie jednoczesne działanie naprężeń stycznych i normalnych (ściskanie lub rozciąganie). Newralgicznym obszarem jest powłoka górna, w której ścinaniu towarzyszy ściskanie. Ten obszar powinien być poddany wnikliwej analizie z uwagi na niebezpieczeństwo utraty stateczności pokrycia, wyboczenie.

Najpierw dla powłoki górnej (odcinki pomiędzy płaszczyznami ścianek dźwigarów), przy uwzględnieniu odpowiednich parametrów geometrycznych i warunków podparcia na brzegach, należy wyznaczyć naprężenia krytyczne przy czystym ścinaniu  $\tau_{kr}$  oraz czystym ściskaniu  $\sigma_{kr}$ .

Jeśli  $\sigma$  i  $\tau$  są bezwzględnymi wartościami naprężeń normalnych i stycznych odpowiadających wyboczeniu przy ich jednoczesnym działaniu, to potwierdzony doświadczalnie warunek wyboczenia zapiszemy w postaci zależności [3], [7], [13]

$$\frac{\sigma}{\sigma_{kr}} = 1 - \left(\frac{\tau}{\tau_{kr}}\right)^2 \tag{5.2}$$

gdzie:  $\sigma_{kr}$ i  $\tau_{kr}$  – wyżej omawiane krytyczne wartości naprężeń przy działaniu ich każdego z osobna.

Teraz wykonamy przykładowe obliczenia naprężeń dla następujących danych:  $P_b = 50 \text{ T}$ ,  $\alpha = 10^{\circ}$ ,  $\chi = 35^{\circ}$ . Przy znanych wartościach sił i momentów działających w przekroju skrzydła tuż przed zderzeniem i znajomości geometrii struktury skrzydła, z wzorów (5.1) wyznaczymy wartości sił i momentów dających naprężenia normalne  $\sigma$  (od:  $M_x$ ,  $M_z$ ,  $P_y$ ) oraz naprężenia styczne  $\tau$ (od:  $T_x$ ,  $T_z$ ,  $M_y$ ). Rozkład sumarycznych naprężeń stycznych  $\tau(s)$  wzdłuż konturu struktury przedstawiono na rys. 21.

Z rozkładu sumarycznych naprężeń stycznych  $\tau(s)$  wynika, że największe z nich obserwujemy w górnej powłoce środkowego i tylnego kesonu, szczególnie w pobliżu dźwigarów przedniego i środkowego. W podobny sposób można wyznaczyć rozkład sumarycznych naprężeń normalnych  $\sigma$  (por. rys. 18).



Rys. 21. Rozkład sumarycznych naprężeń stycznych  $\tau(s)=q(s)/\delta$ wzdłuż konturu struktury od sił ścinających  $T_z$ i $T_x$ oraz momentu skręcającego $M_y$ 

Z zależności (5.2) wynika, że jeżeli mamy określony jeden stan naprężeń (np.  $\sigma$ ), wówczas wyznaczymy drugi, tu naprężenia styczne jako naprężenie dopuszczalne  $\tau_{dop}(s)$ 

$$\tau_{dop}(s) = \tau_{kr} \sqrt{1 - \frac{\sigma(s)}{\sigma_{kr}}}$$
(5.3)

tj. naprężenia, których nie wolno przekroczyć. Należy pamiętać, że dla jednoczesnego ścinania i ściskania będzie wówczas zachodzić relacja  $\tau_{dop} < \tau_{kr}$ .

Z wstępnych analiz wynika, że obliczone naprężenia styczne (rys. 21), są większe od naprężeń dopuszczalnych. Szczególnie w obszarze górnej powłoki kesonu środkowego i w połowie szerokości kesonu tylnego (w pobliżu ścianki dźwigara środkowego). Przekroczenie to zawiera się w zakresie  $15 \div 30\%$ .

Z powyższego wynika, że przy przyjęciu siły  $P_b = 50 \text{ T}$  i kąta  $\alpha = 10^\circ$ , w całym kesonie środkowym i częściowo w kesonie tylnym, pokrycie górne traci stateczność. Trzeba dodać, że znaczące symptomy utraty stateczności pokrycia obserwujemy już dla siły  $P_b \approx 40 \text{ T}$ , ale przy kącie  $\alpha = 15^\circ$ .

W dalszej części pracy rozpatrzymy właściwości mechaniczne brzozy oraz wyznaczymy siłę niezbędną do zniszczenia (ścięcia) pnia.

#### 5.3. Siła ścinająca drzewo (brzozę)

Drzewo ma silne właściwości anizotropowe. Jego wytrzymałość zależy od kierunku działania siły względem włókien drzewa. Nas interesuje ścinanie. Wytrzymałość na ścinanie, oznaczana symbolem  $k_t$ , jest największa przy obciążeniu zgodnym z kierunkiem włókien, najmniejsza – przy obciążeniu prostopadłym do włókien. Również zależy od wilgotności, z jej wzrostem  $k_t$  maleje.

W literaturze problemu podawana rozpiętość danych dotyczących wartości  $k_t$  jest dość znaczna [1], [28], [29]. Na rys. 22 pokazano obliczone krzywe zmian siły ścinającej brzozę w zależności od średnicy pnia. Każda krzywa dotyczy innej wytrzymałości  $k_t$  na ścinanie prostopadłe do włókien. Rozpiętość  $k_t$ zawiera się w przedziale  $2 \div 6$  MPa.



Rys. 22. Zmiana siły ścinającej brzozę, prostopadle do włókien, w zależności od średnicy pnia. Obliczenia wykonano dla literaturowych wartości  $k_t$  [1], [2]. Dane dla wilgotności 15%



Rys. 23. Zmiana wytrzymałości na ścinanie  $k_t$  w zależności od kąta natarcia skrzydła. Skrajne wartości  $k_t$  przyjęto wg [1]. Dane dla wilgotności 15%. Krzywa łącząca punkty skrajne wg Bielajewa [2]



Rys. 24. Zmiana powierzchni ścinanego przekroju pnia brzozy od kąta natarcia skrzydła

Według przyjętej geometrii zderzenia (rys. 19), kąt uderzenia skrzydła w brzozę jest sumą kątów  $\alpha$  i  $\gamma$ . Ograniczając się tylko do kąta natarcia, pokazano liniową zmianę współczynnika  $k_t(\alpha)$ , co ilustruje rys. 23. Skrajne wartości  $k_t$  odpowiadające prostopadłemu ścinaniu ( $\alpha = 0^\circ$ ) i równoległemu do włókien ( $\alpha = 90^\circ$ ) wzięto z pracy [1].



Rys. 25. Zmiana wydatku naprężeń stycznych dla tylnego kesonu z wysięgnikami od siły pionowej  $T_z$ . Stan po oddzieleniu górnej części pnia z koroną od skrzydła



Rys. 26. Zmiana wydatku naprężeń stycznych dla kesonu tylnego z wysięgnikami od siły poziomej  $T_x$ . Stan po oddzieleniu górnej części pnia z koroną od skrzydła



Rys. 27. Rozkład wydatku naprężeń stycznych dla tylnego kesonu z wysięgnikami od momentu skręcającego  $M_y$ . Stan po oddzieleniu górnej części pnia z koroną od skrzydła

#### 6. Scenariusz destrukcji struktury

Z przeprowadzonych rozważań dla przyjętego modelu obliczeniowego struktury wytrzymałościowej przekroju skrzydła oraz odtworzonych parametrach geometrycznych i masowych, pierwsze symptomy utraty stateczności obserwujemy już przy sile  $P_b \cong 40 \text{ T}$  (dla  $\alpha = 15^{\circ}$ ). Siła ścinająca brzozę wynosi ~ 80 T i to przy umiarkowanych wartościach  $k_t$ , a więc jest dwa razy większa od siły powodującej utratę stateczności pokrycia. Jest oczywiste, że utrata stateczności pokrycia nie powoduje zniszczenia konstrukcji jako całości. Zniszczenie skrzydła (jego złamanie) ma miejsce wówczas, gdy stateczność tracą najsilniejsze elementy struktury (dźwigary, powłoka wzmocniona podlużnicami). Mamy wówczas globalną utratę stateczności, w efekcie zniszczenie struktury. Z podanych tu wartości dwóch sił: utraty stateczności pokrycia ~ 40 T i siły ścinającej brzozę ~ 80 T, oraz obliczeń wytrzymałościowych można przewidywać prawdopodobny poniższy scenariusz destrukcji struktury.

 Jako pierwszy zniszczeniu ulegnie nosek, tj. przedni keson profilu charakteryzujący się cienkim pokryciem. Zaczyn destrukcji ma miejsce w jego powłoce górnej. Siła niszcząca wynosi mniej niż 5 T. Zniszczenie noska nie ma istotnego znaczenia dla wytrzymałości i sztywności struktury przekroju skrzydła (por. rys. 32).



Rys. 28. Po zniszczeniu noska przekroju,  $P_b$ działa na dolny pas przedniego dźwigara

2. Po zniszczeniu noska jako pierwszy w kontakcie z pniem brzozy jest dolny pas przedniego dźwigara (bowiem  $\alpha > 0$ ), który pracuje w złożonym stanie naprężeń. Jest rozciągany od dwóch momentów zginających  $(M_x, M_z)$  i siły osiowej  $(P_y)$  oraz ścinany przez pień brzozy. Z oszacowań wynika, że siła niszcząca pas wynosi około 20 T. Zniszczenie dolnego pasa, również ścianki dźwigara – wiotkiej na kierunku działania pnia brzozy – powoduje "otwarcie" kesonu środkowego, co wiąże się ze spadkiem sztywności skręcania struktury o 45% (rys. 32).

- 3. Kolejny etap, to ścięcie pasa górnego przedniego dźwigara, w efekcie destrukcja dźwigara przedniego jako całości. Pas górny podlega naprężeniom stycznym i normalnym. Normalne to ściskanie od momentu zginającego  $M_x$ , rozciąganie od momentu  $M_z$  i siły  $T_y$ . W efekcie wypadkowe naprężenia normalne to ściskanie, styczne – ścinanie od pnia brzozy. Siła niszcząca pas wynosi około 22 T, czyli dla zniszczenia przedniego dźwigara jest niezbędna siła około 42 T.
- 4. Podczas niszczenia górnego pasa przedniego dźwigara pokrycie górne traci stateczność na całej szerokości kesonu środkowego i w połowie szerokości kesonu tylnego. Najwcześniejsze ogniska wyboczenia mają miejsce w pobliżu pasów przedniego i środkowego dźwigara już przy sile 40 T i kącie natarcia  $\alpha = 15^{\circ}$ .
- 5. Zniszczenie dźwigara przedniego, przy wcześniejszej destrukcji noska profilu (keson przedni struktury) – z pierwotnej struktury trójobwodowej pozostaje jednoobwodowa z odgałęzieniami (rys. 25 do 27). Tworzą ją keson tylny i elementy górnego (pofalowanego) i dolnego pokrycia kesonu środkowego. W stosunku do struktury wyjściowej mamy zmniejszenie sztywności zginania: w płaszczyźnie poziomej o 15%, w płaszczyźnie bocznej ponad 50% i spadek sztywności skręcania  $GJ_o$  o 50%. Również ma miejsce zmiana położenia (przemieszczenie do tyłu) środka sztywności przekroju, istotnie zwiększając moment skręcający (rys. 29 do 31).



Rys. 29. Układ sił po oddzieleniu górnej części pnia drzewa z koroną

6. Prawdopodobnie, pomiędzy dźwigarami 1 i 2 brzoza ulega ścięciu. Czyli część pnia z koroną oddziela się od pnia ukorzenionego w gruncie. Nie oznacza to jednak braku kontaktu z brzozą. Z geometrii zderzenia (rys. 19) wynika, że ten kontakt istnieje w dolnej części profilu. I podczas ruchu samolotu, na drodze równej pozostałej części cięciwy skrzydła jest bardziej intensywny. Oznacza to, w dalszym ciągu, działanie siły  $P_b$  na dolną powłokę pozostałej części siłowej struktury skrzydła.



Rys. 30. Rozkład sumarycznych wydatków naprężeń normalnych  $n_y(s)$  dla tylnego kesonu z wysięgnikami od momentów zginających działających w dwu płaszczyznach



Rys. 31. Rozkład sumarycznego wydatku naprężeń stycznych q(s) dla tylnego kesonu z wysięgnikami od siły poziomej  $T_x$ , siły pionowej  $T_z$  i momentu skręcającego  $M_y$ 



Rys. 32. Dyskretna zmiana parametrów geometrycznych (momenty bezwładności  $I_x$ i  $I_z$ ) elementów siłowych struktury przekroju podczas destrukcji konstrukcji skrzydła

7. Należy pamiętać, że na końcową część skrzydła (konsolę) cały czas działa układ obciążeń ciągłych (aerodynamicznych i masowych), jak przed zderzeniem. W konsekwencji, istniejący stan obciążeń spowoduje powstanie naprężeń niszczących pozostałą strukturę (tylny keson z wysięgnikami), w efekcie czego konstrukcja ulegnie złamaniu (rys. 30 i rys. 31).

#### 7. Podsumowanie

W pracy przedstawiono charakterystykę układu wytrzymałościowego skrzydła samolotu Tu-154. Układ sprowadzono do trójobwodowej struktury zamkniętej, którą tworzą trzy dźwigary oraz powłoki silnie wzmocnione podłużnicami.

Zaproponowano matematyczny model obliczeniowy wielospójnej struktury, który pozwala na wyznaczenie stanu naprężeń w konstrukcji pod działaniem obciążeń zewnętrznych. Model jest rozwinięciem pracy [25]. W tworzeniu i testowaniu proponowanego modelu, obejmującego zamknięte cienkościenne struktury wieloobwodowe, wykorzystywano monografię [3] i skrypty [7], [13] ze statyki konstrukcji cienkościennych, wiedzę obliczeniowo-konstruktorską [1], [4], [11], [12], [19], [20] oraz własne doświadczenia inżynierskie w tym obszarze (np. [22], [24], [25]). Szeroko korzystano z literatury rosyjskiej dotyczącej konstrukcji lotniczych (np. [8], [10], [14]), w tym samolotu Tupolewa [16], [18], [21].

W niniejszej pracy, przedstawiony model wykorzystano do wyznaczenia poziomu naprężeń w strukturze skrzydła podczas zderzenia. Dla wykonania tego rodzaju analiz numerycznych zredagowano, uruchomiono i przetestowano własne programy komputerowe. Niezbędne dane geometryczne i masowe dotyczące konstrukcji oszacowano na bazie wiedzy eksperckiej (np. [27]).

Do szczegółowych wyników pracy należy zaliczyć:

- ustalenie geometrii zderzenia (rys. 19), uznając jednocześnie, że ma ona bardzo istotny wpływ na dystrybucję obciążenia na siły i momenty w przekroju krytycznym, w konsekwencji na poziom naprężeń w strukturze skrzydła;
- wyznaczenie obciążeń konstrukcji w krytycznym przekroju skrzydła tuż przed zderzeniem z drzewem;
- obliczono, że siła kontaktu z brzozą  $P_b = 50 \text{ T}$  przy uderzeniu pod kątem natarcia  $\alpha = 10^{\circ}$  generuje sumaryczne naprężenia styczne (od sił ścinających  $T_z$  i  $T_x$  oraz momentu skręcającego  $M_y$ ) większe od naprężeń dopuszczalnych w zakresie  $15 \div 30\%$ . Oznacza to utratę stateczności

górnego pokrycia, w całości kesonu środkowego i w połowie tylnego kesonu skrzydła. Symptomy utraty stateczności obserwujemy już dla siły  $P_b = 40 \text{ T}$ , ale przy większym kącie natarcia  $\alpha = 15^{\circ}$ ;

• na bazie danych literaturowych wyznaczono siłę niezbędną do ścięcia pnia brzozy Ø45 cm (na H = 5,1 m). Uwzględniono wpływ kąta uderzenia, ograniczając się do kąta natarcia  $\alpha = 15^{\circ}$  i zmianę wytrzymałości na ścinanie zgodnie z rys. 23. Obliczona siła wynosi ~ 77 T. Jeśli w geometrii uderzenia uwzględnimy również kąt wznoszenia  $\gamma$  (rys. 19), wówczas siła  $P_b$  przekroczy 80 T. O kolejne 4% wzrośnie, jeśli uwzględnimy wzrost powierzchni przekroju pnia z kołowego na eliptyczny (rys. 24).

W zakończeniu należy stwierdzić, że przedstawione wyniki obliczeń zostały wykonane na podstawie przyjętych lub oszacowanych parametrów (aerodynamicznych, masowych, geometrycznych) skrzydła (samolotu). W szczególności dotyczy to geometrii elementów siłowych, które oszacowano na bazie specjalistycznej wiedzy eksperckiej z zakresu obciążeń, konstrukcji, wytrzymałości i danych statystycznych samolotów tej klasy.

Przedstawiona treść, sposób rozwiązania problemu, daje punkt odniesienia (startu) do analiz dynamicznych. Pierwszą weryfikacją przedstawionych rezultatów obliczeń będzie wykorzystanie rzeczywistych danych samolotu jako parametrów wejściowych w zaproponowanym modelu obliczeniowym.

Przedstawiony tekst oparty jest m.in. na pracach [26], [27] i zawiera rozszerzony zakres obliczeń wytrzymałościowych problemu podczas kontaktu skrzydła z drzewem. Został wykonany w zakresie klasycznej statyki lotniczej.

#### Bibliografia

- ASTACHOW M.F., 1954, Sprawocznaja kniga po rasczetu samoleta na procznost, Oborongiz, Moskwa
- BIELAJEW N.M., 1954, Wytrzymałość materiałów (tłumaczenie z j. ros. S. Kaliski), Wydawnictwo MON, Warszawa
- BRZOSKA Z., 1961, Statyka i stateczność konstrukcji prętowych i cienkościennych, PWN, Warszawa
- CICHOSZ E., KIERKOWSKI J., 1968, Przybliżone obliczenia wytrzymałościowe płatowca, WAT, Warszawa
- 5. JAKUBOWICZ A., ORŁOŚ Z., 1968, *Wytrzymałość materiałów*, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa
- 6. GUDKOW A.I., LESZAKOW P.S., 1968, Wniesznije nagruzki i procznost letatielnych apparatow, Maszinostrojenije, Moskwa

- CICHOWICZ R., 1968, Obliczenia wytrzymałościowe elementów konstrukcji cienkościennych, WAT, Warszawa
- 8. GLAGOLEW A.N., GOLDINOW M.J., GRIGORENKO S.M., 1975, Konstrukcija samoletow, Maszinostrojenije, Moskwa
- BLAŻEWICZ W., 1976, Budowa samolotów. Obciążenia, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej
- 10. ŻYTOMIRSKIJ G.I., 1995, Konstrukcija samoletow, Maaszinostrojenije, Moskwa
- 11. TORENBEEK E., 1982, Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press
- 12. JEGER S.M., RED, 1983, *Projektirowanije samoletow*, Maszinostrojenije, Moskwa
- 13. NOWOTARSKI I., 1983, Wytrzymałość konstrukcji lotniczych, WAT, Warszawa
- 14. STRIGUNOW W.M., 1984, Rasczet samoleta na procznost, Maszinostrojenije, Moskwa
- BLASZCZYK J., 1984, Konstrukcja samolotów. Cz. I. Obciążenia zewnętrzne, WAT, Warszawa
- 16. Rukowodstwo po techniczeskoj eksploatacji samoleta Tu-154, 1993
- BŁASZCZYK J., 1993, Obciążenia zewnętrzne samolotu MiG-29. Analiza i wnioski eksploatacyjne, Przegląd WLOP, 9, 42-51
- 18. PJATIN A.I., 1994, Dinamika poleta i pilotirowanije samoleta Tu-154, Wozdusznyj Transport, Moskwa
- 19. GODZIMIRSKI J., 1999, Materialy lotnicze, WAT, Warszawa
- DANILECKI S., 2000, Projektowanie samolotów, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa
- 21. Samolet Tu154. Kniga 1. Uczebnoje posobije, s. 43, Samarskij Gosudarstwiennyj Aerokosmiczeskij Uniwersitet im. S.P. Korolewa. Kafedra: "Eksploatacija letatelnych apparatow"
- BLASZCZYK J., 2004, Obliczenia i analiza obciżeń zewnętrznych samolotu EM-11 Orka, WAT, Warszawa
- Raport końcowy z badania zdarzenia lotniczego nr 192/2010/11 samolotu Tu-154M zaistniałego dnia 10 kwietnia 2010 r. w rejonie lotniska Smoleńsk Północny, Warszawa 2011
- 24. BŁASZCZYK J., 2011, Wybrane problemy obciążeń samolotu patrolowego studia i analizy, WAT, Warszawa
- BŁASZCZYK J., 2011, Analityczne wyznaczanie położenia środka sił poprzecznych konstrukcji wieloobwodowej na przykładzie struktury skrzydła samolotu "OSA" – modelowanie i analiza numeryczna, WAT, Warszawa

- BŁASZCZYK J., 2012, Brzoza smoleńska aspekty wytrzymałościowe struktury skrzydła samolotu Tu-154, Materiały I Konferencji Smoleńskiej, Warszawa 22.10.2012
- BŁASZCZYK J., 2013, Próba odtworzenia geometrii elementów siłowych skrzydła na bazie ogólnie dostępnych danych technicznych i osiągów samolotu Tu-154, Materiały II Konferencji Smoleńskiej (w druku), Warszawa 20.10.2013
- 28. PN-81/B-03150.1 Konstrukcje z drewna i materiałów drewnopochodnych. Obliczenia statyczne i wymiarowane. Materiały
- 29. http://www.lech-bud.org/technologia/drewno

#### Structural problems of aircraft flight wings upon contact with tree

#### Abstract

This paper discusses the operation of an aircraft wing structure at the moment of impact with a tree. This paper also presents solutions of performed necessary engineering calculations showing distribution of stress. The wing has been modeled as a multgirth structure having shells strengthened by longerons and 3 girders. The operation of the wing structure under aerodynamic loads has been investigated. The distribution of loads just before and during the impact has been approximated. The mathematical model of the wing structure at the analyzed cross section has been developed. It is a classic approach based on static calculations of airframe structures. The analysis of stress including complex state of strains in the stress wing elements has been performed. The paper includes geometry of the wing-tree contact as a very important factor of the state of stress. Taking into account strain distribution in the wing structure, the most probably scenario of wing structure destruction has been predicted. Numerical analysis has been performed using the TU 154 wing structural data. That analysis should be assumed as a preliminary approximation before more accurate dynamical simulations.

## WPŁYW WYSOKIEJ TEMPERATURY OTOCZENIA NA BEZPIECZEŃSTWO LOTU – STUDIUM PRZYPADKU

Stanisław Żurkowski, Michał Cichoń

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych e-mail: stanislaw.zurkowski@mir.gov.pl; michal.cichon@mir.gov.pl

> W pracy omówiono badanie wypadku lotniczego samolotu ultralekkiego EV-97 Eurostar 2000 R, który w dniu 19 czerwca 2013 r. w okolicach m. Woźniczna k/Tarnowa lądował awaryjnie w terenie przygodnym i został poważnie uszkodzony. Podczas badania wypadku postawiono hipotezę przyczyny przerw w pracy silnika. W celu weryfikacji hipotezy wykonano częściowy demontaż silnika, przeanalizowano wyniki badania benzyny oraz zapoznano się z warunkami meteorologicznymi panującymi wzdłuż całej trasy lotu. W pracy przedstawiono na przykładzie konkretnego wypadku lotniczego, w jaki sposób wysoka temperatura otoczenia przyczyniła się do przerwania pracy silnika w locie poprzez zakłócenie dopływu paliwa. Zespół badawczy PKBWL nadal prowadzi badanie ww. zdarzenia lotniczego w celu zapobiegania tego typu wypadkom w przyszłości.

### 1. Cel i proces badania wypadku lotniczego

Wypadki i poważne incydenty lotnicze zaistniałe na terytorium RP są badane przez Państwową Komisję Badania Wypadków Lotniczych. Celem badań jest ustalenie przyczyn i okoliczności zaistnienia zdarzenia. Komisja nie orzeka co do winy i odpowiedzialności, natomiast na podstawie wyników badań proponuje odpowiednie środki, w postaci zaleceń dotyczących bezpieczeństwa, dla zapobiegania kolejnym podobnym wypadkom w przyszłości. Dlatego każde badane przez PKBWL zdarzenie jest drobiazgowo analizowane, a przygotowane raporty końcowe są ogólnodostępne – publikowane na stronie internetowej PKBWL obecnego Ministerstwa Infrastruktury i Rozwoju.

Proces badania wypadku lotniczego obejmuje przeprowadzenie szeregu czynności, które można podzielić na kolejne etapy: informacja o zdarzeniu; zbieranie danych; analiza; określenie przyczyn i opracowanie zaleceń profilaktycznych dotyczących bezpieczeństwa (najważniejsza część procesu badania). Etap analizy to stawianie hipotez i ich weryfikacja, przeprowadzanie niezbędnych badań specjalistycznych – ekspertyzy, wykazanie wystąpienia istotnych zjawisk, podejmowanie próby rekonstrukcji przebiegu lotu, analiza dokumentacji SP oraz pilota i jego wyszkolenia lotniczego.

#### 2. Klimat się ociepla

Ocieplanie się klimatu jest zjawiskiem mierzalnym. Na rys. 1 przedstawiono zmiany średniej rocznej temperatury powietrza w 10-leciach w różnych regionach Polski [1]. Od lat 70. następuje stopniowy i wyraźny wzrost średniej rocznej temperatury powietrza we wszystkich regionach kraju.



Rys. 1. Średnie roczne temperatury powietrza w 10-leciach [1]



Rys. 2. Prognoza zmiany klimatu [1]
Z prognozy na najbliższe kilkanaście lat [1] wynika, że klimat w Polsce będzie się nadal ocieplał (rys. 2). Również lotnictwo musi się do tego ocieplenia przygotować. W niniejszej pracy pokazano, czym się kończy nie branie pod uwagę tego zjawiska przez pilota i producenta samolotu.

## 3. Główny bohater – samolot EV-97 Eurostar 2000 R

Samolot, który uległ wypadkowi, to EV-97 Eurostar 2000 R o znakach D-MOCI (zarejestrowany w Republice Federalnej Niemiec). Jest on jednosilnikowym całkowicie metalowym dolnopłatem o konstrukcji półskorupowej z usterzeniem klasycznym, z dwoma miejscami obok siebie (rys. 3). Samolot jest wyposażony w stałe trójkołowe podwozie ze sterowanym kołem przednim. Zespołem napędowym jest niecertyfikowany silnik Rotax 912 UL (58 kW) i drewniane śmigło trójłopatowe Woodcomp SR 2000. Producentem statku powietrznego jest Evektor-Aerotechnik a.s.



Rys. 3. Samolot EV-97 Eurostar 2000 R, o znakach D-MOCI, lotnisko EPGD, 2005 r. (fot. Krzysztof Godlewski) [2]

EV-97 Eurostar 2000 R jest ultralekkim samolotem przeznaczonym zwłaszcza do lotów rekreacyjnych i turystycznych, z ograniczeniem do użytkowania nieakrobacyjnego. Widok tego samolotu w trzech rzutach, wzięty z dokumentacji producenta [3], pokazano na rys. 4 (podstawowe wymiary: rozpiętość 8,1 m; powierzchnia płata 9,94 m<sup>2</sup>; długość kadłuba 5,98 m; wysokość 2,34 m). Samolot wyposażony był w rakietowo-spadochronowy system ratunkowy umiejscowiony w przedniej części kabiny samolotu za ścianą ogniową; słabo oznaczony. Za dwoma fotelami umieszczonymi obok siebie mieści się bagażnik. Za kabiną załogi, w dolnej części kadłuba, znajduje się zbiornik paliwa (rys. 5), zabudowany tak, że lustro paliwa jest zawsze poniżej silnikowej mechanicznej pompy paliwowej.



Rys. 4. Widok samolotu w trzech rzutach [3]



Rys. 5. Schemat standardowej instalacji paliwowej samolotu EV-97 Eurostar 2000 R [3]. Znaczenie terminów na rysunku: Palivový kohout – zawór paliwa; Vratna větev paliva – przewód powrotny (przelewowy) paliwa; Palivová nádrž – zbiornik paliwa; Odvzdušňovaci hadička – przewód odpowietrzający; Odkalovači hadička – przewód odprowadzający zanieczyszczenia; Odkalovaci ventil – osadnik zanieczyszczeń; Palivové vedeni – przewód paliwowy

Czy warto zajmować się badaniem wypadków takich samolotów? W odpowiedzi trzeba brać pod uwagę, że firma Evektor-Aerotechnik od 1997 r. wyprodukowała 900 samolotów EV-97 Eurostar oraz fakt, że w latach 2006-2013 doszło do 27 wypadków samolotów EV-97 Eurostar, w których zginęły 24 osoby. Poza tym prawa aerodynamiki i mechaniki lotu dotyczą tak samo samolotów lekkich, jak i dużych samolotów pasażerskich. Dotyczy to oczywiście również wytrzymałości materiałów i fizykochemii paliw. Wszystkie statki powietrzne wykonują loty w przestrzeni powietrznej. Inna jest tylko organizacja lotów, inne przepisy wykonywania lotów i inne wymagania w stosunku do załóg.

#### 4. Informacja o zdarzeniu – feralny lot zakończony wypadkiem

W dniu wypadku, tj. 19 czerwca 2013 r., pilot (mężczyzna lat 63, obywatel Konfederacji Szwajcarskiej) wykonywał przelot w grupie czterech samolotów na trasie z Dobersberg (LOAB) do Rzeszów-Jasionka (EPRZ). Przed startem w Austrii pilot zatankował statek powietrzny (SP) do pełna; w samolocie było 701 paliwa. Start z lotniska LOAB odbył się o godz. 13:36 LMT.

W trakcie przelotu silnik zaczął przerywać, a następnie przez krótki czas pracował normalnie. Zdaniem pilota po ok. 10 s silnik wyłączył się całkowicie, a próba uruchomienia silnika w powietrzu nie powiodła się.

Pilot lądował awaryjnie w terenie przygodnym, na łące za lasem, w okolicach m. Woźniczna k/Tarnowa (woj. małopolskie). Zdarzenie zaistniało o godz. 16:28 LMT; lot na dystansie 453 km trwał 2 godz. 52 min.

W ostatniej fazie lądowania nastąpiło przeciągnięcie samolotu i zderzenie z ziemią. Na skutek uderzenia przednim kołem o grunt nastąpiło złamanie przedniej goleni podwozia, w wyniku czego samolot zarył przodem kadłuba w trawiastą nawierzchnię pola, uderzył lewym skrzydłem w gęstą trawę, a śmigłem o ziemię. Samolot potoczył się oparty przednią częścią kadłuba o nawierzchnię i obrócił się w lewo. Doszło do niewielkiego wycieku paliwa, ale nie było pożaru. Pilot nie doznał poważniejszych obrażeń i opuścił kabinę o własnych siłach.

Zespół badawczy PKBWL po wypadku odczytał dane z urządzenia Garmin GPS 296, które znajdowało się w kabinie samolotu. Dzięki temu otrzymano zapisy śladów trasy lotu – współrzędne położenia i wysokości w czasie (rys. 6 i 7). Linia ciemna (rys. 6) przedstawia rzeczywistą trasę lotu, linia jasna to trasa planowana. Różnią się, bo był to lot grupowy czterech samolotów, a pilot omawianego samolotu nie był prowadzącym. Wysokość lotu w funkcji przebytego dystansu – profil lotu – na podstawie danych z urządzenia GPS 296 przedstawiono na rys. 7.



Rys. 6. Zapisy śladów trasy lotu samolotu EV-97 Eurostar o znakach D-MOCI z urządzenia GPSmap 296



Rys. 7. Profil lotu – zapis z urządzenia GPSmap 296 – wygenerowany za pomocą programu GARMIN MapSource (wersja 6.16.3)

## 5. Zbieranie danych – rekonstrukcja przebiegu lotu i pierwsze ustalenia

Dużym wsparciem w pracy Komisji są rejestratory lotu, ułatwiające określenie przyczyny zdarzenia. Pilot w swoim oświadczeniu dotyczącym przebiegu zdarzenia zeznał, że: W trakcie lotu na wysokości 1000 ft (ok. 300 m) <u>nad terenem</u> silnik zaczął dławić się. Po chwili silnik zaczął pracować normalnie przez ok. 10 s, <u>a następnie wyłączył się całkowicie</u>. Po naciśnięciu przycisku START silnik "nie zaskoczył" (podkreślono fragmenty tekstu budzące wątpliwości zespołu badawczego PKBWL, gdyż był niezgodny z zapisem odbiornika GPS).

41

Odczyt zapisów z odbiornika GPS okazał się w tej sytuacji niezwykle pomocny, gdyż uzyskane dane posłużyły do odtworzenia ostatnich minut lotu samolotu (rys. 8 i 9), od momentu przerw w pracy silnika do momentu przyziemienia. Analiza zapisu z zarejestrowanymi parametrami lotu oraz dane dotyczące wysokości terenu pozwoliły na odtworzenie trajektorii lotu w różnych płaszczyznach odniesienia (rys. 10) oraz dostarczyły obiektywnych danych uzupełniających zeznania pilota.



Rys. 8. Ostatnia faza lotu zapisana przez urządzenie GPSmap 296; lądowanie awaryjne: Woźniczna k/Tarnowa, godz. 16:28 LMT; współrzędne: N49°56'16,03"; E20°57'40,79"



Rys. 9. Profil lotu – ostatnia faza

Przebieg zdarzeń pod koniec lotu przedstawia rys. 9. Pierwsza ciemna strzałka to początek nieprawidłowej pracy silnika – spadek mocy rozporządzalnej zespołu napędowego (siły ciągu), samolot przestaje się wznosić i nie utrzymuje lotu poziomego. Strzałka jasna wskazuje moment podjęcia normalnej pracy przez silnik – samolot się wznosi. Druga, ciemna strzałka – ponowny spadek siły ciągu, samolot przestaje się wznosić i do końca opada ze zmniejszoną prędkością postępową.



Rys. 10. Tor lotu w trzech rzutach – ostatnia faza. Wizualizacja ze stałym krokiem 30 s

Zobrazowanie ruchu przestrzennego, w postaci rzutów w trzech prostopadłych kierunkach, przebiegu ostatniej fazy lotu wraz z wyliczeniem średniej prędkości lotu na poszczególnych odcinkach pokazano na rys. 10. Położenie rzeczywistego miejsca awaryjnego lądowania samolotu oraz wysokość terenu w miejscu przyziemienia (269 m AMSL) były zgodne z zarejestrowanymi przez urządzenie GPSmap 296 (rys.  $8\div11$ ).

Uszkodzenia śmigła – wyłamane wszystkie łopaty – wskazują, że w chwili awaryjnego lądowania śmigło się obracało (rys. 12). Ponieważ ten zespół napędowy nie wiatrakuje po wyłączeniu, stąd wniosek, że silnik jednak pracował do końca, ale z niewielką mocą. Zdjęcia są obiektywnym dowodem, że przebieg zdarzeń był inny, niż zeznawał pilot.

Paliwo ze zbiornika jest pobierane przez zawór paliwowy (rys. 15) umieszczony wewnątrz kabiny po lewej stronie kadłuba pod tablicą przyrządów, dalej

43



Rys. 11. Na miejscu awaryjnego lądowania: po lewej samolot z założonym pokrowcem ochronnym na oszklenie; po prawej widoczna zniszczona wybita osłona kabiny



Rys. 12. Na miejscu awaryjnego lądowania: po lewej widok samolotu z przodu na śmigło; po prawej wyłamane łopaty śmigła



Rys. 13. Oba iskrowniki wyłączone – zrobił to pilot po wylądowaniu

Rys. 14. Filtr paliwa – wypełniony paliwem i drożny; brak zanieczyszczeń



Rys. 15. Zawór paliwowy po lewej stronie kabiny pozostał otwarty

przepływa przez filtr paliwowy (rys. 14) do pompy paliwowej na silniku. Pompa podaje paliwo do dwóch gaźników (rys. 17).

Podczas oględzin powypadkowych stwierdzono, że główny zawór paliwowy był w trakcie całego lotu otwarty (rys. 15), a filtr paliwa – wypełniony paliwem i drożny; nie było w nim zanieczyszczeń (rys. 14).

W związku z powyższym, po zebraniu danych i pierwszych ustaleniach dotyczących zdarzenia, zespół badawczy PKBWL zdecydował się na wykonanie oględzin silnika z częściowym jego demontażem oraz na badania benzyny i zamówienie ekspertyzy meteorologicznej.

### 6. Wyniki dokładnych badań

#### 6.1. Oględziny silnika Rotax 912 UL

Po wykonaniu rutynowych sprawdzeń ciągłości układu sterowania samolotem (sterem kierunku, wysokości i lotkami, których ciągłość była zachowana) przystąpiono do oględzin silnika Rotax 912 UL. Należy zwrócić uwagę, że jest to silnik niecertyfikowany. Oględziny były przeprowadzone na miejscu zdarzenia przez specjalistów z serwisu producenta silnika Rotax pod nadzorem członków PKBWL. Taka organizacja badań pozwoliła uniknąć długotrwałego (i kosztownego) demontażu i transportu silnika do warsztatu. Po zdemontowaniu górnej osłony silnika stwierdzono: brak widocznych uszkodzeń i nieszczelności (rys. 16); przetartą izolację przewodu masowego sterującego wyłączaniem silnika (bez wpływu na zaistnienie zdarzenia); prawidłowy stan korka magnetycznego (brak opiłków).



Rys. 16. Silnik Rotax 912 UL – brak widocznych uszkodzeń i nieszczelności



Rys. 17. Gaźniki (lewy i prawy) prawidłowo zamontowane; prawidłowe poziomy paliwa; minimalne zanieczyszczenia; niewielkie uszkodzenia jednego pływaka

Zdemontowano komory pływakowe gaźników (lewego i prawego), w których poziom paliwa był prawidłowy (rys. 17). Ujawniono minimalne zanieczyszczenia, nie mające wpływu na jakość pracy silnika. W jednym z gaźników stwierdzono nienajlepszy stan jednego z pływaków (rys. 17).

Stan świec zapłonowych świadczy o prawidłowym spalaniu (rys. 18). Przy pokręcaniu śmigłem silnik miał spręż. Reduktor nie był uszkodzony. Mechanizmy sterowania silnikiem były sprawne i właściwie wyregulowane. Stan silnika świadczył o wykonywaniu jego przeglądów.



Rys. 18. Wygląd górnych świec zapłonowych świadczy o prawidłowym spalaniu

Podczas oględzin silnika Rotax 912 UL nie znaleziono usterki mogącej być przyczyną nieprawidłowej pracy silnika.

#### 6.2. Badanie paliwa

Po badaniu silnika zespół badawczy PKBWL, zgodnie z regułami badania wypadków lotniczych [5], [6], skupił się na kwestii paliwa.

Pobrano ze zbiornika samolotu dwie próbki po 2 litry paliwa (bezpośrednio po sobie) do dalszych badań. Przy okazji stwierdzono, że w zbiorniku samolotu było paliwo w ilości większej niż niezużywalna.

Według instrukcji użytkowania w locie [16] samolot ten powinien być tankowany benzyną AVGAS 100LL albo benzyną samochodową Super ołowiową lub bezołowiową.

W dniu wypadku obowiązywał ponadto Serwis Biuletyn nr SI-912-016R5 firmy Rotax [8], w którym sprecyzowano, że silnik 912UL może być zasilany m.in. benzyną MOGAS Super Plus spełniającą normę EN 228, o ile nie zawiera więcej niż 10% etanolu (E10)<sup>1</sup>.

Pilot zeznał zespołowi badawczemu PKBWL, że: przed lotem zatankował do samolotu paliwo MOGAS 98. Ściśle rzecz biorąc, MOGAS to bezołowio-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Obecnie obowiązuje Service Instruction. Selection of Suitable Operating Fluids for Rotax Engine Type 912i, 912 and 914 (Series). SI-912 i-001R1, SI-912-016R6, SI-914-019R6. ROTAX Aircraft Engines. September 23, 2013. [on line] [dostęp 15.06.2014], http://legacy.rotaxowner.com/si\_tb\_info/serviceinfo/si912i001r1.pdf

wa, bezetanolowa benzyna samochodowa (MOtorGASoline). W rzeczywistości przed lotem pilot zatankował na lotnisku Dobersberg (LOAB) 55 litrów paliwa Super Plus (ETBE). Benzyna ta zawierała [11]:

- ETBE eter etylowotertbutylowy w ilości 14,9%V/V;
- etanol w ilości 0.4%V/V;
- inne związki alkoholowe w ilości 7,4%V/V.

Benzyna ta była zgodna z wymienionymi powyżej wymaganiami producenta silnika, ale było to tzw. "paliwo nowej generacji" zawierające znaczącą ilość lotnych związków.

Dla ogólnoświatowej harmonizacji jakości paliw samochodowych w 1998 r. ustanowiono Światową Kartę Paliw (Worldwide Fuel Charter). Obecnie jest już piąte wydanie tego dokumentu z września 2013 r. [9]. Poprzednie, czwarte wydanie było z 2006 r. Karta jest tylko rekomendacją dla prawodawców, producentów silników i producentów paliw, ale stanowi podstawę wszelkich prac standaryzacyjnych w tej dziedzinie.

Wstęp do ostatniego wydania *Worldwide Fuel Charter* rozpoczyna się od następującej deklaracji:

The objective of the global fuels harmonisation effort is to develop common, worldwide recommendations for quality fuels, taking into consideration customer requirements and the performance of vehicle and engine emission technologies. These recommendations allow vehicle and engine manufacturers to provide consistent fuel quality advice to policymakers who may want to control vehicle or engine emissions, whether for the first time or to expand already implemented legislation. Regardless of the legislative context, access to the recommended fuels will benefit consumers and their communities in all markets around the world.

Jedną z najważniejszych właściwości eksploatacyjnych paliwa jest jego lotność. O lotności paliwa wnioskuje się najczęściej na podstawie prężności par i składu frakcyjnego. W Światowej Karcie Paliw lotność paliwa określana jest poprzez prężność par oraz następujące dwa zestawy parametrów przebiegu destylacji:

- T10 [°C] maksymalna temperatura, do której odparuje 10% próbki paliwa;
- T50 [°C] temperatura, do której odparuje 50% próbki paliwa;
- T90 [°C] temperatura, do której odparuje 90% próbki paliwa;
- EP [°C] maksymalna temperatura końca destylacji próbki paliwa;

albo

- E70 [%] ilość paliwa, która odparuje do osiągnięcia temperatury 70°C;
- E100 [%] ilość paliwa, która odparuje do osiągnięcia temperatury 100°C;
- E180 [%] minimalna ilość paliwa, która odparuje do osiągnięcia temperatury 180°C.

Jak widać, w żadnym z powyższych zestawień parametrów nie jest standaryzowany początek destylacji.

W Unii Europejskiej w dniu zaistnienia wypadku obowiązywała norma EN 228:2012 Automotive fuels – Unleaded petrol – Requirements and test methods [10]. Lotność paliwa określana jest w tej normie poprzez prężność par oraz następujące parametry przebiegu destylacji:

- E70 [%];
- E100 [%];
- E150 [%];
- FBP [°C] temperatura końca destylacji;
- distillation residue [%].

W tym zestawieniu parametrów również nie jest standaryzowana lotność w temperaturach poniżej 70°C, ale norma wymaga pomiaru początku destylacji paliwa.

Próbki paliwa pobrane z samolotu zbadano w akredytowanym laboratorium zgodnie z normą PN-EN 228:2009. Otrzymano m.in. następujące wyniki [12], [13]:

- próbka A: temperatura początku destylacji 34,4°C;
- próbka B: temperatura początku destylacji **39,8°C**.

Dla benzyny tego typu można się spodziewać wyniku  $30^{\circ}C\pm 2^{\circ}$ . Wyniki te sugerują, że z badanej benzyny odparowały lekkie frakcje.

Ponieważ PKBWL otrzymała od producenta tego paliwa Certyfikat Jakości [11], więc można było porównać właściwości paliwa tankowanego przed lotem z właściwościami paliwa w zbiorniku po wypadku [12], [13]. Dane te zestawiono w tabeli 1. Okazało się, że w zakresie niskich temperatur destylacji (parametr E70 – ilość paliwa, która odparuje do osiągnięcia temperatury 70°C) różnice są znaczące, natomiast w zakresie wysokich temperatur (parametry E150, FPB) różnice są niewielkie. Z powyższych badań benzyny rzeczywiście wynika, że w okresie pomiędzy startem samolotu a wypadkiem **odparowały z niej lekkie frakcje**.

Właściwość paliwa	Super Plus Flugbenzin <sup>*)</sup>	Próbka A	Próbka B
gęstość (15°C) $[kg/m^3]$	749,2	751,1	751,9
prężność par [kPa]	69,8	$58,\!8$	58,3
E70 [%]	44,0	31,2	24,1
E100 [%]	63,0	58,2	50,9
E150 [%]	91,0	90,7	83,4
$FBP [^{\circ}C]$	179,0	184,6	180,1

**Tabela 1.** Porównanie właściwości paliwa Super Plus zatankowanegow Dobersberg (LOAB) i paliwa pobranego ze zbiornika samolotu

\*) OMV Refining & Marketing GmbH, Raffinerie Schwechat, Qualitätszertifikat [11]

Przedstawione powyżej wyniki badania paliwa pozwalają postawić następującą hipotezę: przyczyną nieprawidłowej pracy silnika były korki parowe w instalacji paliwowej samolotu.

Korki parowe to zjawisko polegające na parowaniu paliwa w przewodach na skutek jego podgrzania i rozprężenia, co prowadzi do zastępowania cieczy gazem. W efekcie przez układ zasilania podawana jest do silnika mieszanina składająca się z benzyny w postaci cieczy oraz jej pary z niedużą ilością powietrza [7].

Są takie przyczyny nieprawidłowej pracy silnika tłokowego, których praktycznie nie można udowodnić "wprost". Należą do nich właśnie korki parowe oraz oblodzenie gaźnika. Zaistnienie takich zjawisk wykazuje się w dwóch etapach:

- najpierw wyklucza się inne usterki silnika;
- potem wykazuje się, że były warunki do wystąpienia tych niekorzystnych zjawisk.

#### 6.3. Analiza warunków meteorologicznych panujących wzdłuż trasy lotu

Pierwsze sygnały, które informowały o wysokiej temperaturze otoczenia, zespół roboczy otrzymał od służb ratunkowych, które jako pierwsze przybyły na miejsce zdarzenia. W raporcie straży pożarnej opisano, że w dniu wypadku w miejscu lądowania samolotu było pogodnie, bezwietrznie i temperatura powietrza wynosiła 30°C; z informacji od policjantów, którzy byli na miejscu tuż po zdarzeniu: temperatura wynosiła ok. 30°C na poziomie trawy, było bezwietrznie, brak ruchu drzew na skutek wiatru. W dniu następnym, podczas wykonywania oględzin samolotu i miejsca zdarzenia, zespół badawczy PKBWL również pracował przy bezchmurnym niebie i wysokiej temperaturze powietrza. Serwis producenta silnika, po jego oględzinach, sugerował możliwość wpływu wysokiej temperatury otoczenia na zaistnienie wypadku. W związku z powyższym po zebraniu danych i pierwszych ustaleniach dotyczących zdarzenia, zdecydowano się na zamówienie ekspertyzy meteorologicznej. Celem ekspertyzy było określenie:

- wartości temperatury powietrza na wysokości lotu samolotu wzdłuż trasy jego lotu;
- wartości ciśnienia atmosferycznego na wysokości lotu samolotu wzdłuż trasy jego lotu;
- czy w trakcie lotu pomiędzy Słońcem a samolotem były chmury, tzn. czy w trakcie lotu samolot był bezpośrednio oświetlany (podgrzewany) przez promieniowanie słoneczne?

W trakcie lotu w zbiorniku samolotu zawsze mamy do czynienia z parowaniem paliwa, co w przypadku zbiornika paliwa połączonego z atmosferą wiąże się ze stratami paliwa w locie. Ponadto w trakcie lotu, gdy ciśnienie otoczenia jest niższe niż ciśnienie powietrza na ziemi, w zbiorniku mamy warunki do destylacji paliwa (tj. rozdzielania ciekłej mieszaniny wieloskładnikowej poprzez odparowanie) pod obniżonym ciśnieniem, czyli następuje obniżenie temperatury destylacji cieczy – paliwo może zacząć wrzeć w temperaturze niższej niż na ziemi.

Zespół badawczy przyjrzał się więc kwestii wartości ciśnienia wzdłuż trasy lotu oraz temperatury paliwa i jego podgrzewania w zbiorniku samolotu w trakcie feralnego lotu.

Rysunek 19 przedstawia profil pionowy lotu samolotu z wartościami ciśnienia otoczenia w wybranych punktach trasy. Zgodnie z oczekiwaniami wartości ciśnienia są wyraźnie niższe niż ciśnienie na ziemi.

Rysunek 20 przedstawia temperatury otaczającego powietrza wzdłuż trasy lotu. Na ostatnim, blisko stukilometrowym odcinku trasy, przeważała temperatura powietrza od 25°C do 26°C, a na dystansie około 40 km sięgała  $26,6^{\circ}C \div 26,8^{\circ}C$ . Ponieważ zbiornik paliwa jest połączony z otaczającą atmosferą (rys. 5), więc do przestrzeni zbiornika ponad lustrem paliwa dostawało się powietrze o temperaturze otoczenia.

W celu uzupełnienia analizy załączono dane (rys. 21) [15], które oprócz atmosfery standardowej (STD) prezentują różne inne warianty wzorców atmosfery: gorącej (HOT), zimnej (COLD), polarnej (POLAR) i tropikalnej (TROPICAL). Z rys. 21 wynika, że mają one różne przebiegi. Dodatkowo



Rys. 19. Profil pionowy lotu samolotu z wartościami ciśnienia otoczenia w wybranych punktach trasy [14]



Rys. 20. Wykres temperatury powietrza na trasie lotu [14]

przedstawiono również dwie wersje atmosfery standardowej uzyskane poprzez dodanie i odjęcie stałej temperatury  $20^{\circ}$ C na każdej wysokości.

Wykres z rys. 20 można porównać z atmosferą standardową dla udzielenia odpowiedzi na ważne pytanie: czy temperatura powietrza ok.  $26,8^{\circ}C$  (299,95 K) na wysokości 1000 m (1 km) to dużo? Odpowiedź brzmi: jak na warunki polskie, to dużo.

Z wykresów na rys. 21 wynika bowiem, jaka powinna być temperatura powietrza na wysokości 1000 m według wzorcowej atmosfery standardowej (STD), a jaka według atmosfery wzorcowej tropikalnej (TROPICAL) – znaczna część feralnego lotu przebiegała w atmosferze o temperaturze jak dla tropików lub w warunkach zbliżonych do tropikalnych.

Jeszcze ciekawszy jest wynik analizy wpływu promieniowania słonecznego na samolot. Przeanalizowano zachmurzenie wzdłuż trasy lotu co godzinę. Na rys. 22 pokazano tylko zdjęcia satelitarne wykonane na około pół godziny przed początkiem lotu i około pół godziny po wypadku. Widać, że cały lot od-



Rys. 21. Wykresy temperatur powietrza w K w zależności od wysokości w km [15]. Symbolem  $\Leftrightarrow$ zaznaczono temperaturę 26,8°C (299,95K) na wysokości 1000 m



Rys. 22. Obrazy satelitarne z godz. 13:00 i 17:00 LMT dnia 19.06.2013 r. z naniesioną trasą lotu [14]

bywał się przy bezchmurnym niebie – wzdłuż całej trasy lotu nie było chmur przesłaniających Słońce i ograniczających oddziaływanie promieniowania słonecznego na samolot.

Zdjęcia satelitarne uzupełniono wykresem natężenia promieniowania słonecznego w dniu wypadku (rys. 23), z zaznaczonym liniami przerywanymi czasem trwania lotu. Wzdłuż całej trasy lotu samolot był stale poddawany oddziaływaniu promieniowania słonecznego o słabnącej mocy, ocenianej od ok. 770 do ok. 580 W/m2. Feralny lot odbywał się więc praktycznie w porze największego natężenia promieniowania słonecznego, które podgrzewało samolot.

Stacja Meteo Warszawa - historia pomiarów



Rys. 23. Przebieg promieniowania słonecznego w dniu 19.06.2013 r. w stacji meteo w Regułach pod Warszawą (czas – LMT) wg [14]. Liniami przerywanymi zaznaczono czas startu i czas wypadku

Ciepło od gorącego powietrza oraz ciepło pochodzące od promieniowania słonecznego skumulowane w samolocie wzdłuż całej trasy lotu mogły podgrzać paliwo do tego stopnia, że w instalacji paliwowej powstały warunki do tworzenia się korków parowych.

#### 7. Działania zaradcze/zapobiegawcze – instalacja paliwowa

Schematy instalacji paliwowej tego samolotu są pokazane na rys. 5 i 24.



Rys. 24. Schemat instalacji paliwowej samolotu EV-97 Eurostar 2000 R [16]

Instalacja paliwowa tego egzemplarza samolotu była w konfiguracji podstawowej, tzn. bez elektrycznej pompy paliwowej (jedynie z silnikową mechaniczną pompą paliwową, oznaczoną na rys. 24 terminem Kraftstoffpumpe). Instalacja taka jest bardzo podatna na wystąpienie w niej korków parowych – wobec braku płatowcowej, elektrycznej pompy paliwowej nie ma możliwości dodatkowego podniesienia w niej ciśnienia paliwa.

Dopiero po wypadku, przy okazji naprawy samolotu, na życzenie właściciela producent zainstalował w tym samolocie elektryczną pompę paliwa i układ pomiaru ciśnienia paliwa.

### 8. Propozycja zaleceń profilaktycznych

Badanie każdego wypadku lotniczego, jeśli ma mieć sens, powinno kończyć się sformułowaniem przez PKBWL zaleceń profilaktycznych. Ich uzupełnieniem mogą być komentarze Komisji. W tym przypadku zespół badawczy będzie rekomendował Komisji jedno zalecenie dotyczące bezpieczeństwa i jeden komentarz, wynikające z tego wątku badania (są jeszcze inne wątki wykraczające poza tematykę tej pracy, z których wynikają dalsze zalecenia profilaktyczne, które będą zawarte w Raporcie końcowym z badania wypadku lotniczego):

#### Do producenta samolotu:

W instalacji paliwowej samolotu EV-97 Eurostar 2000 R w wersji standardowej instalować elektryczną pompę paliwa.

### Komentarz Komisji:

Komisja przypomina pilotom, aby przed lotem w ekstremalnych warunkach atmosferycznych starannie sprawdzać właściwości paliwa, oleju i innych płynów eksploatacyjnych samolotu.

W pełni przeprowadzone badanie, wraz z podaniem przyczyn i okoliczności zaistnienia wypadku samolotu EV-97 Eurostar 2000 R, będzie opisane w ogólnodostępnym Raporcie końcowym PKBWL.

### 9. Podsumowanie

Wypadek lotniczy powstaje w sytuacji, kiedy wystąpi szereg negatywnych czynników, tkwiących w systemie lub występujących doraźnie w określonym czasie i miejscu. Jest to bowiem związek kolejno po sobie występujących wydarzeń (łańcuch wydarzeń), które w rezultacie prowadzą do wypadku. W przedstawionym przykładzie badania wypadku lotniczego wyraźnie widać, że dopiero sporządzenie różnorodnych analiz i zestawienie płynących z nich wniosków prowadzi do wyjaśnienia przebiegu zdarzenia i pozwala na zweryfikowanie wcześniej sformułowanych hipotez dotyczących przyczyn jego zaistnienia.

Piloci latający na samolotach z zabudowanymi niecertyfikowanymi silnikami, powinni stale pamiętać przestrogę producentów zamieszczaną w instrukcjach użytkowania w locie, że dany silnik *nie jest certyfikowany jako silnik lotniczy i w każdej chwili może dojść do jego zatrzymania. Za skutki zatrzymania silnika całkowitą odpowiedzialność ponosi pilot* [3]. Wobec narastającego ocieplania się klimatu piloci powinni nawet w naszej strefie klimatycznej brać pod uwagę możliwość nieprawidłowej pracy silnika z powodu wysokiej temperatury otoczenia.

Prezentowany przypadek potwierdza ponadto, że sytuacja zatrzymania pracy silnika nie jest powodem do tego, aby samolot wpadł w korkociąg. Każdy statek powietrzny lotnictwa ogólnego może w miarę bezpiecznie lądować w terenie przygodnym mimo przerwania pracy silnika.

#### Bibliografia

- 1. Zmiany klimatyczne w Polsce [on line] [dostęp 15.06.2014], http://poznajpogode.pl/zmiany-klimatyczne-w-polsce
- [on line] [dostęp 03.06.2014], http://galeria.aviateam.pl/photos.php?stp=true&t\_reg=D-MOCI
- Opis techniczny, instrukcja obsługi, utrzymania i napraw samolotu ultralekkiego EV-97 Eurostar Model 2000 wersja R, Evektor – Aerotechnik, Dokument nr: EV2000RNOCZ, 11/2000
- 4. Airplane Technical Description, Operating, Maintenance And Repair Manual, EV2000RNOEN, Kunovice 2001
- Manual of Aircraft Accident Investigation, Fourth Edition, ICAO Doc 6920-AN/855/4, Montreal 1970
- Manual of Aircraft Accident and Incident Investigation. Part III. Investigation, ICAO Doc 9756-AN/965, Montreal 2012
- ESCH T., FUNKE H., ROOSEN P., 2010, Safety Implication of Biofuels in Aviation, EASA Report No. EASA.2008.C51, Cologne
- Service Instruction. Selection of Suitable Operating Fluids for Rotax Engine Type 912i, 912 and 914 (Series). SI-912 i-001R1, SI-912-016R5, SI-914-019R5, ROTAX Aircraft Engines, March 8, 2012, [on line] [dostęp 15.06.2014], http://www.flyrotax.com/portaldata/5/dokus/d05289.pdf

- Worldwide Fuel Charter, ACEA, Alliance, EMA, JAMA, September 2013, [on line] [dostęp 15.06.2014], http://www.acea.be/uploads/publications/ Worldwide\_Fuel\_Charter\_5ed\_2013.pdf
- EN 228:2012 Automotive fuels Unleaded petrol Requirements and test methods, European Committee for Standarization, ftp://ftp.cen.eu/CEN/ Products/Latestpublications/LatestPublications\_2012\_October.pdf
- 11. OMV Qualitätszertifikat, OMV Refining & Marketing GmbH, Raffinerie Schwechat
- 12. Raport z badań nr WK-4362-55-430-13, ITWL, Warszawa 2013
- 13. Raport z badań nr WK-4362-55-431-13, ITWL, Warszawa 2013
- OLĘDZKI J., 2013, Ekspertyza meteorologiczna dotycząca wypadku w miejscowości Woźniczna w dniu 19.06.2013 r. o godz. 16.28. Zdarzenie nr 0845/13, Warszawa
- 15. The US Defense Department Non-Standard Atmospheres, [on line] [dostęp 15.06.2014], http://www.pdas.com/milstd210.html
- 16. Flughandbuch für das Ultraleicht-Flugzeug EUROSTAR

### The influence of high ambient temperature on flight safety – a case study

#### Abstract

The paper presents investigation of the aircraft accident of EV-97 Eurostar 2000 R ultralight aircraft which made an emergency landing in a casual field in the vicinity of Woźniczna near Tarnów (Southern Poland) on June 19, 2013 and sustained severe damages. During investigation of the accident, a hypothesis has been made on the cause of interruptions of engine running. To verify this hypothesis, partial disassembly of the engine has been done, gasoline analysis carried out and its results scrutinized. Meteorological conditions along the flight path have also been examined. On the basis of this particular aircraft accident, the paper presents how high ambient temperature contributed to in-flight interruptions of engine running due to disruption of fuel supply. The investigation team of SCAAI has been continuing examination on this occurrence to prevent this type of accidents in future.

# SMOLEŃSK'2010 – UWAGI O BEZPOŚREDNICH PRZYCZYNACH WYPADKU ORAZ OSTATNICH SEKUNDACH LOTU SAMOLOTU Tu-154M 101

BOHDAN JANCELEWICZ Emerytowany profesor Politechniki Warszawskiej

## 1. Wstęp

Do protokołów i raportów Komisji, które badały wypadek polskiego samolotu Tu-154M 101 w dniu 10 kwietnia 2010 r. na lotnisku Smoleńsk Północny (Siewiernyj), dołączone są m.in. kopie zapisów danych o locie, głosów w kokpicie oraz dokumentacja fotograficzna wraku i z miejsca wypadku. Zapoznanie się z tymi zapisami i dokumentami oraz porównanie ich z opublikowanymi tekstami wywołuje zastrzeżenia co do spójności i trafności wnioskowania, jakie przedstawiły Komisje, zwłaszcza w odniesieniu do bezpośrednich przyczyn wypadku i do przebiegu końcowych sekund lotu.

Szczególne znaczenie dla zrozumienia i wyjaśnienia bezpośrednich przyczyn wypadku oraz przebiegu ostatnich sekund lotu mają następujące trzy grupy zagadnień, które nie zostały należycie uwzględnione w analizach Komisji [3], [4], [5]:

- posługiwanie się radiokompasem (ARK) w utrzymaniu ścieżki schodzenia wynikającej z procedury związanej z systemem PAR+2 NDB, obowiązującej na lotnisku Siewiernyj;
- zjawiska wynikające z pilotażu oraz właściwości aerodynamicznych samolotu, które rzutują w zasadniczy sposób na bezpieczeństwo lotu;
- analiza mechanizmu uszkodzenia, a następnie oderwania sekcji lewego skrzydła.

Wymienione trzy obszary zostały poddane analizie z wykorzystaniem specjalistycznej literatury naukowo-technicznej opisującej charakterystyki aerodynamiczne samolotu Tu-154B. Analizowane tu właściwości aerodynamiczne są takie same jak samolotu Tu-154M, mimo pewnych różnic w doborze mechanizacji płata (klapy). Obliczenia zaprezentowane w opracowaniu wykonano również na podstawie danych odczytanych m.in. z opublikowanych kopii zapisów rejestratorów danych o locie, które stanowiły podstawę do wniosków sformułowanych przez Komisje.

Przedstawione tu opracowanie było w uproszeniu prezentowane w maju 2012 r. podczas Seminarium zorganizowanego przez Politechnikę Rzeszowską w Bezmiechowej, a następnie opublikowane, w skrócie, w periodyku naukowym "Aeronautica Integra".

## 2. Analiza zapisów wskazań ARK i procedury lądowania

Procedura podejścia do lądowania w trudnych warunkach meteorologicznych na lotnisku Siewiernyj w Smoleńsku jest opisana na kartach podejścia jako RSP+DSP. Do poprawnego zrealizowania podejścia według tej procedury w wyposażeniu pokładowym samolotu konieczne jest posiadanie m.in.:

- żyrobusoli, która wskaże kurs pasa, jej wskazania można skontrolować np. podczas startu przez porównanie ze znanym kursem pasa;
- wysokościomierza ciśnieniowego w celu kontroli wysokosci lotu nad poziom lotniska QFE, a więc ustawionego "na zero" w odniesieniou do ciśnienia na lotnisku. Ta wartość jest podawana załodze przez służbę ruchu na wieży lotniska;
- radiokompasów (ARK), które posłużą do wskazania kątów kursowych (KKR) na radiolatarnie dalszą, następnie bliższą, które umiejscowione są pod ścieżką podejścia i nadają sygnał radiowy pozwalający na utrzymanie toru lotu na tej ścieżce w płaszczyżnie pionowej przechodzącej przez oś pasa. Oznacza to, że obowiązkowe jest poprawne uzgodnienie częstotliwości pracy systemu odbiorczego ARK na pokładzie z częstotliwościami naziemnych urządzeń nadawczych, czyli radiolatarni bezkierunkowych (NDB) dalszej i bliższej.

Wszystkie dane potrzebne do tych uzgodnień ARK i radiolatarni podane są w opublikowanej informacji lotniczej dotyczącej systemu i urządzeń na lotnisku.

Z karty informacyjnej lotniska "Siewiernyj" w Smoleńsku można odczytać te wszystkie dane nawigacyjne i pilotażowe, które są konieczne do bezpiecznego podejścia i lądowania, jeżeli warunki meteorologiczne na lotnisku nie są gorsze niż minimalne (w tym przypadku – podstawa chmur oraz widzialność pozioma).



Rys. 1. Karta informacyjna lotniska "Siewiernyj"

Obowiązuje północny krąg nad lotniskiem. Kierunek lądowania w systemie dwóch NDB na lotnisku "Siewiernyj" jest określony jako magnetyczny kurs lądowania i wynosi 259°. Po wykonaniu czwartego zakrętu należy tak wyjść na prostą do lądowania, by w odległości 10,41 km od progu pasa, lecąc z kursem pasa i z KKR = 0° na dalszą radiolatarnię, ustabilizować lot już na ścieżce schodzenia na wysokości QFE = 600 m. Wówczas pilot składa meldunek kierownikowi lotów (tzw. "kontrolerowi"), informując, że jest na prostej, z kursem pasa, na dalszą radiolatarnię KKR = 0° i na wysokości QFE = 600 m. W odpowiedzi, jeżeli warunki na lotnisku umożliwiają lądowanie, kierownik lotów zawiadamia pilota, że pas jest wolny i ma zgłosić przejście nad "dalszą". Nie jest to jeszcze zezwolenie na lądowanie. Po przelocie nad "dalszą" na wysokości QFE = 300 m wskazanie nastrojonego na tę częstotliwość radiokompasu zmienia się szybko z $0^\circ$ na 180°, a wskazanie radiokompasu nastrojonego na "bliższą" pozostanie KKR =  $0^{\circ}$ . Pilot przekazuje na wieże kolejny meldunek pozycyjny, że jest nad "dalszą", z kursem pasa i na bliższa  $KKR = 0^{\circ}$  oraz że QFE = 300 m. Czasem podaje się predkość lotu i ponawia prośbe o zgode na lądowanie. Kolejna korespondencja od kierownika lotów zawiera potwierdzenie tej informacji oraz zawiadomienie, że pas jest wolny, ewentualne przypomnienie warunków ladowania oraz polecenia zgłoszenia, że lot odbywa się już z widzialnością. Dopiero po otrzymaniu tej informacji od pilota (z widzialnością, QFE, prośba o zgodę na lądowanie) kierownik lotów zawiadamia pilota, że zezwala na lądowanie. Zwykle uzupełnia tę korespondencję informacją o skołowaniu po zakończeniu dobiegu. Tak wygląda typowy schemat i tzw. frazeologia proceduralna w tego rodzaju podejściu i lądowaniu. Istnieje w instrukcji ważne polecenie: jeżeli warunki meteorologiczne zmieniły się tak, że przed dojściem do bliższej radiolatarni, na wysokości QFE = 100 m brak widzialności pasa, należy przejść na wznoszenie z kursem pasa do wysokości QFE = 200 m, a następnie wykonać zakret w prawo ze wznoszeniem do QFE = 500 m i dalej wg procedury w zależności od decyzji w sprawie lądowania.

W przypadku lądowania Tu-154 101 w dniu 10 kwietnia 2010 r. zaistniała sytuacja w której, ze względu na warunki meteorologiczne, kierownik lotów powiadomił plota, że nie ma warunków do lądowania na lotnisku "Siewiernyj". Dalsza korespondencja była pozaproceduralna i z obu stron chaotyczna.

Na podstawie jednoznacznych kolizji z zadrzewieniem odtworzony został schemat podejścia w ostatnich sekundach lotu, wskazujący na ślad toru lotu w przedłużeniu osi pasa(rys. 2).

Z tej analizy wynika, że kurs pasa był utrzymywany poprawnie, ale ślad toru lotu jest tak przesunięty w lewo od osi pasa, że nie było możliwie trafienie na próg pasa. W protokołach trafnie określono błędne posługiwanie się wysokościomierzami, nie zareagowanie na sygnały systemu TAWS oraz nie zachowanie wymaganej prędkości pionowej, od czego zależy utrzymanie wysokości na ścieżce. Brak natomiast analizy posłużenia się wskazaniami radiokompasów, a także oceny ich ewentualnej niesprawności czy też skutków niedokładnego ich dostrojenia do częstotliwości stacji naziemnych. Sugeruje się, że załoga korzystała z innego urządzenia (WISP-75).

Porównanie danych dotyczących charakterystyk radiolatarni dalszej i bliższej zawartych w informacjach o systemie podejścia do lądowania na lotnisku



Rys. 2. Zdjęcie satelitarne z naniesionym śladem toru lotu i przedłużeniem osi pasa; 1 – zadziałanie radiowysokomierza (RW), 2 – brzoza na terenie BRL, 3 – maszt bliższej radiolatarni BRL, 4 – brzoza – miejsce utraty końcówki lewego skrzydła, 5 – zmniejszenie obrotu wolantu (koniec próby utrzymania lotu bez przechyleń), 6 – koniec zapisu na rejestratorze QAR, 7 – pierwsze miejsce zderzenia z ziemią

Tabela 1	•	Radiokompasy –	ustawienia
----------	---	----------------	------------

Radiolatarnia	Odległość od progu pasa 26 [m]	Sygnał	Częstotliwość radiolatarni [kHz]	Częstotliwość (wg protokołu) ustawiona na radiokompasie [Hz]
Dalsza	6260	OK	310	306,5
(DRL)	$(H = 300\mathrm{m})$	_·_		,
Bliższa	1110	0	640	620
(BRL)	$(H = 70\mathrm{m})$		040	030

"Siewiernyj" z opublikowanymi w raporcie Komisji odczytami zapisów z rejestratora (Tabela 1) wskazują, że ustawione częstotliwości odbiorcze na radiokompasie pokładowym nie były zgodne z częstotliwościami nadawczych systemów naziemnych. Brak jest analizy wpływu tych niezgodności na poprawność działania całego systemu NDB-ARK, czyli na możliwość wyprowadzenia samolotu na próg pasa w osi pasa. W szczególności brak odniesienia do ewentualnego wpływu zderzenia z ziemią na zapisane wartości.

Specyficznego znaczenia nabiera tu właśnie zdjęcie satelitarne terenu przed progiem pasa wraz z zaznaczoną osią pasa oraz śladem końcowego fragmentu toru lotu samolotu (rys. 2). W umieszczonym na tym zdjęciu punkcie 3 wskazane jest położenie masztu radiolatarni bliższej, co może oznaczać, że samolot utrzymywał poprawnie kurs pasa oraz KKR = 0° na radiolatarnię bliższą, ale radiolatarnia bliższa nie znajduje się w osi pasa. Wyprowadzenie samolotu na próg pasa w osi pasa staje się w takim przypadku nie możliwe. Jest to jednak błędny opis zdjęcia, polegający na wskazaniu niewłaściwego położenia masztu radiolatarni bliższej, który leży dokładnie w osi pasa, a kąt kursowy na radiolatarnię bliższą, przy poprawnym funkcjonowaniu systemu ARK-NDB, powinien wynosić w punkcie 3 KKR = 90°.



Rys. 3. Porównanie zapisów ARK z geometrią miejsca zderzenia

Podobnie, analizując opublikowane zapisy wskazań radiokompasu z miejsca zderzenia samolotu z ziemią, widoczne okazują się dalsze zastrzeżenia do poprawności funkcjonowania systemu ARK-NDB. Z zapisów podanych w raporcie Komisji jast KKR =  $165^{\circ}$  na dalszą oraz KKR =  $140^{\circ}$  na bliższą radiolatarnię (tabela 2).

**Tabela 2.** Porównanie wyników odczytów wskazań w ramach badań powypadkowych oraz obliczeń z pomiarów terenowych

	Kurs	Kąt kursowy radiolatarni		
	Ruis	DRL	BRL	
Odczyt	240°	$165^{\circ}$	140°	
Pomiar	$245^{\circ}$	$179^{\circ}$	$168^{\circ}$	
Różnica pomiar-odczyt	$+5^{\circ}$	+14°	$+28^{\circ}$	

Gdyby te zapisy KKR były wiarygodne, miejsce zderzenia samolotu z ziemią leżałoby w odległości około 2000 m w lewo od osi pasa oraz około 1300 m za progiem pasa, co stoi w sprzeczności z rzeczywistym miejscem zderzenia zaznaczonym na rys. 2 wg raportu Komisji i na podstawie zdjęć satelitarnych z miejsca wypadku.

Są więc przesłanki do stwierdzenia, że kąty kursowe (KKR) na radiostacje, zarówno dalszą jak i bliższą, pokazywane przez ARK samolotu nie mogły stanowić podstawy do realizacji poprawnego podejścia do lądowania. Brak analizy tych danych stanowi poważny niedostatek protokołów z badania wypadku.

## 3. Właściwości aerodynamiczne płata i problemy poprawności pilotażu oraz ich znaczenie dla bezpośrednich przyczyn wypadku

Mechanizacja płata nośnego samolotów Tu-154M obejmuje: slot wzdłuż części noskowych obu skrzydeł, klapy złożone z czterech sekcji: zewnętrzne pomiędzy lotkami i gondolami podwozia i wewnętrzne pomiędzy gondolami podwozia i kadłubem oraz przerywacze na górnych powierzchniach obu skrzydeł wychylane do góry w konfiguracji "dobieg". Sloty są dwupołożeniowe. Klapy zapewniają korzystanie obok położeń "start" z dwóch położeń "lądowanie". Mniejszee wychylenie do kąta  $\beta_{kl} = 36^{\circ}$  jest wskazane do użycie w przypadku np. przewidywanego przejścia na drugi krąg.



Rys. 4. Schemat mechanizacji płata nośnego samolotu Tu-154B

Schemat (rys. 4) mechanizacji płata samolotów Tu-154B zaczerpnięto z [2]. Na samolocie Tu-154M wprowadzono klapy jednoszczelinowe o takiej samej skuteczności aerodynamicznej i podobnej geometrii wychyleń. Skuteczność aerodynamiczna układu – na przykładzie Tu-154B – uwidocznia się w dwóch przypadkach. Uzyskuje się znaczny wzrost wartości  $C_{z max}$ , do około  $C_z = 2,15$ , ale jednocześnie maleje, mimo działania slotu, o około 30% w porównaniu z konfiguracją gładką (krytyczna wartość kąta natarcia). Warto tu przypomnieć jakościowo wpływ wychyleń klap oraz slotów na przykładzie profilu lotniczego (rys. 5).



Rys. 5. Skuteczność aerodynamiczna klapy i slotu (na profilu)

Wychylenie klapy powoduje prawie stałe przesunięcie, wzrost wartości  $C_z$ , ale jednocześnie znacząco zmniejsza wartość kąta krytycznego. Wychylenie slotu zwiększa wartość  $C_z$  tylko na kątach bliskich krytycznemu oraz zwieksza wartość kąta krytycznego. Jednoczesne wychylenie klapy i slotu powoduje zmianę zależnośi  $C_z$  od kąta natarcia, jest wypadkową obu działań, ale zmiana wartości kąta krytycznego zależy od tego, który wpływ dominuje – zwykle jednak kąt krytyczny ulega pewnemu zmniejszeniu.

Charakterystyka aerodynamiczna samolotu Tu-154B (rys. 6) zaczerpnięta z [1] wskazuje na duże zmniejszenie wartości krytycznej kąta natarcia po wychyleniu klap w porównaniu z kątem w konfiguracji gładkiej, nawet gdy są wychylone słoty. Zmniejszenie to wynosi około 6° i ma ostrzejszy przebieg.

Skrzydła skośne o stałym profilu posiadają niekorzystne cechy charakterystyczne wynikające z oderwania strug po osiągnięciu kąta krytycznego. Oderwanie to rozpoczyna się zwykle na końcówkach skrzydeł, co – wobec położenia tych miejsc za środkiem ciężkości samolotu – wywołuje zakłócenie równowagi momentów względem osi poprzecznej skutkujące dalszym zwiększaniem kąta natarcia. Drugą niekorzystną cechą jest obniżenie skuteczności lotek, które znajdują się bezpośrednio w strefie oderwanych strug. Konstrukcyjne przeciwdziałanie tym efektom uzyskuje się przez zastosowanie zwichrzenia aerody-



Rys. 6. Aerodynamiczna charakterystyka płata. Samolot Tu-154B – zależność współczynnika siły nośnej  $C_z$  od kąta natarcia  $\alpha$ , 1 – konfiguracja "gładka": kąt wychylenia klap  $\beta_{kl} = 0^{\circ}$ , kąt wychylenia slotów  $\beta_{sl} = 0^{\circ}$ , 2 – konfiguracja "start":  $\beta_{kl} = 28^{\circ}$ ,  $\beta_{sl} = 18,5^{\circ}$ , 3 – konfiguracja "lądowanie":  $\beta_{kl} = 45^{\circ}$ ,  $\beta_{sl} = 18,5^{\circ}$ , 4 – konfiguracja "na dobiegu":  $\beta_{kl} = 45^{\circ}$ ,  $\beta_{sl} = 18,5^{\circ}$ , przerywacze wychylone



Rys. 7. Rozkład współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła; 1 – współczynnik  $C_z = \max$  profilowy z uwzględnieniem zwichrzenia, 2 – rozkład  $C_z$ wzdłuż rozpiętości na krytycznym kącie natarcia, 3 – położenie przekroju uszkodzonego podczas zderzenia z brzozą

namicznego (zmiana profilu) oraz zwichrzenia geometrycznego (zmiana kąta zaklinowania wzdłuż rozpiętości).

Na samolotach Tu-154 zastosowano obydwa te zwichrzenia, doprowadzając do przemieszczenia obszarów pierwszego oderwania strug w przekrojach leżących w około 65% rozpiętości od kadłuba. Ponadto zastosowano na górnej powierzchni płata kierownice ograniczające rozprzestrzenianie się tego obszaru, w którym nastąpiło oderwania strug. Na wykresie zaczerpniętym z [1] (rys. 7) widać, że rozkład współczynnika siły nośnej na skrzydle przy  $C_z = \max$  pomimo oderwania strug w przekroju, gdzie  $C_z$  profilowe i  $C_z$  w rozkładzie osiągają tę samą wartość (linie stykają się), obszar lotki nie jest objęty oderwaniem. Zapewnia to bardziej skuteczne działanie lotek na dużych kątach natarcia.

Wykorzystanie informacji o właściwościach aerodynamicnych samolotu w powiazaniu z zapisanymi przez rejestratory pokładowe danymi o locie pozwala na utworzenie spójnego i wiarygodnego ciągu przyczynowo-skutkowego przebiegu zdarzeń w ostatnich kilkunastu sekundach lotu. Ze szczególna uwaga należy analizować zmiane współczynnika obciażenia w kierunku osi z samolotu, gdyż stad można wyciagnać wnioski dotyczace relacji wartości siły nośnej do siły ciężkości (ciężaru) samolotu. O godzinie 10.40.54 (czasu moskiewskiego) lot odbywał się, według zapisu wskazań radiowysokościomierza, na wysokości około 6,3 metra nad powierzchnią ziemi, co było poniżej poziomu pasa, z prędkością V = 270 km/godz zapisaną wg wskazań prędkościomierza. Konfiguracja samolotu: podwozie wypuszczone; klapy wychylone w położeniu "do lądowania" (36°); sloty wychylone (18,5°) – oznaczała gotowość do lądowania. Współczynnik obciążenia wynoszący wówczas około  $n_z = 1,06$  (rys. 8) wskazuje na nadmiar siły nośnej w stosunku do niezbędnej do lotu poziomego, a więc niewielkie wznoszenie. Zapisana, malejąca odległość od poziomu ziemi oznacza lot "pod stok" nad zboczem pagórka, co jest zgodne z opisem topograficznym lokalnego terenu. W czasie pomiędzy 10.41.00 i 10.41.02, czyli przez około 2 sekundy lotu, następuje zakłócenie zapisu wspólczynnika  $n_z$ , wskazujące na zderzenie z przeszkodą sprężystą. Częstoć tych zakłóceń wynosi około 3 Hz.



Rys. 8. Zapisy FDR i CVR



Rys. 9. Zależność współczynnika siły nośnej  $C_z$ od kąta natarcia $\alpha,\,1-$ konfiguracja "gładka",2-konfiguracja "lądowanie",3-obliczona z zapisów FDR

Dalej ciągły spadek ma już charakter wskazujący na pochodzenie aerodynamiczne. Oznacza bowiem, że spadek siły nośnej na płacie wynika z nagłej, zasadniczej zmiany charakterystyki aerodynamicznej płata.

Należy więc poddać analizie szerszy przedział czasowy poprzedzający to zjawisko. Podczas lotu pomiedzy radiolatarniami dalsza i bliższa miało miejsce odstępstwo nie tylko w odniesieniu do KKR obu radiolatarni. Została też szybo zmniejszona wysokośc lotu, a po sygnalizacji zagrożeń kolizja z terenem (TAWS) wysokościomierz barometryczny pilota został przestawiony na inne ciśnienie odniesienia, co dodało na wskazaniu około 150 m. Prawie równocześnie włączył się system radiowysokościomierza pokazujący chwilową odległość od powierzchni ziemi. Zwiększenie pionowej prędkości opadania pozwoliło na wyjście z chmur i uzyskanie wzrokowego kontaktu z ziemią. Wysokość barometryczna lotu odniesiona do ciśnienia lotniska, wobec realizowanego obniżania lotu, zmalała ponieżej poziomu pasa lotniska, a odległość od powierzchi ziemi wskazywana przez radkiowysokościomierz spadła poniżej 10 m. Wobec widzialności poziomej około 400 m stało się widoczne, że tor lotu nie prowadzi do progu pasa i mimo konfiguracji samolotu "do ladowania" przyziemienie na pasie jest niemożliwe. Na kolizyjnym kursie, w zasięgu widzialności, pojawiło się zadrzewione zbocze. W odległości około 300 m (4 sekundy lotu) przed drzewami następuje prawie jednoczesne przesunięcie dźwigni ciągu wszystkich silnikow do położenia "ciąg maksymalny" oraz pełne wychylenie do góry sterów wysokości przez ściągnięcie wolantów w kierunku "na siebie". Ruch wolantów był tak obszerny i zdecydowany, że nastapiło sprężyste odkształcenie układu sterowania sterami wysokości pomiędzy uchwytami na wolancie

i ogranicznikami wychylenia sterów wyspkości. Te czynności pilotażowe, wobec małej odlegości od przeszkody, nie skutkowały jednak uniknięciem kolizji z koronami drzew. Nastąpiło ścięcie części koron w wyniku zderzenia słotami, podwoziem i klapami. Niezwykle istotnym skutkiem aerodynamicznym tej kolizji było zniekształcenie wychylonych słotów i szczeliny podsłotowej, a także uszkodzenie wychylonych klap. W wyniku tych zniekształceń zmieniła się nagle charakterystyka aerodynamiczma płata nośnego, kąt natarcia stał się kątem pozakrytycznym. Rejestrator głosów w kokpicie (CVR) zarejestrował przekleństwo wypowiedziane przez pilota. Samolot po niesymetrycznym oderwaniu strug na płacie nośnym opadał z lewym zwisem w kierunku ziemi. **Zderzenie z ziemią było już nieuniknione**.

Na torze lotu lewego skrzydła pojawiła się brzoza. Końcówka tego skrzydła była o około 1,6 m niżej niż końcówka prawego. Nastąpiło zaczepienie lewym skrzydłem o pień brzozy, co uszkodziło lokalnie slot oraz przednią ściankę i powłoki przedniego kesonu skrzydła w odległości około 6 m od końcówki skrzydła. Rejestrator CVR zapisał ponownie, tym razem przeciągłe, przekleństwo w kabinie załogi. Odłamanie końcowej części skrzydła nie było bezpośrednią przyczyną wypadku, miało jednak zasadniczy wpływ na konfigurację zderzenia samolotu z ziemią. Nie można wykluczyć, że wobec narastającego przechylenia w lewo – poza kąt 90° – wystąpiło również zjawisko odwrotnego działania sterów wysokości, które zwiekszyło kąt pochylenia przodu kadłuba w kierunku powierzchni ziemi, tak że zderzenie nastąpiło najpierw kabiną pilotów.

Zestawienie wspólne zapisow rejestratorw FDR i CVR pokazano na rys. 10

## 4. Mechanizm uszkodzenia i następnie oderwania końcowej sekcji lewego skrzydła

W opublikowanych protokołach Komisji nie podano analizy uszkodzonego przekroju skrzydła. Brak też jakiejkolwiek dokumentacji fotograficznej tego fragmentu skrzydła. Stworzyło to okazję do pochopnych ocen dotyczących przyczyn odłamania sekcji końcowej demontowalnej części skrzydła. W praktyce użytkowania różnych samolotów zdarzały się przypadki kolizji z przeszkodami naziemnymi, w tym z drzewami oraz np. z ptakami.

W pokazanych przykładach uszkodzenia skrzydeł czy też usterzeń bywały rozlegle, ale nie prowadziły do odłamania uszkodzonych zespołów czy podzespołów, ponieważ nie wystąpiły inne obciążenia zewnętrzne, które mogłyby takie odłamanie wywołać.

W tym wypadku, w wyniku kolizji lewego skrzydła z drzewem, górna część korony drzewa została odłamana (rys. 12), a kontakt skrzydło-drzewo – przyj-



Rys. 10. Kopia zapisów z rejestratorów: danych o locie (FDR) oraz głosow w kokpicie (CVR)

mując zapisaną prędkość lotu V = 269 km/godz, średnicę pnia około 400 mm i nie uwzględniając przemieszczenia poziomego pnia drzewa pod wpływem uderzenia – trwał około t = 0,0055 s.

Struktura dwuobwodowego kesonu lewego skrzydła została uszkodzona (rys. 13 i 14).



Rys. 11. Przykłady uszkodzenia usterzenia wysokości oraz skrzydła po kolizji z ptakami



Rys. 12. Ślad slotu na pniu drzewa



Rys. 13. Miejsce uszkodzenia lewego skrzydła



Rys. 14. Schemat struktury kesonu skrzydła

W analizie wytrzymałościowej struktur, np. skrzydła, układ obciążeń wewnętrznych danego przekroju odnosi się do układu współrzędnych (n.t.b) związanych ze strukturą analizowanego przekroju.

Związki obciążeń tak wyrażanych z obciążeniami wyrażonymi w układzie współrzędnych związanych z opływem (zxy) opisane są poprzez funkcje trygonometryczne kata natarcia (rys. 15). Cechą szczególną, która wynika z tych związków, jest działanie na dużych katach natarcia siły tnącej, stycznej w kierunku do krawędzi natarcia oraz momentu gnącego stycznego – do przodu (rys. 16). Na umownie wyciętym fragmencie górnej powłoki w pobliżu noska skrzydła pokazano jakościowo stan naprężeń normalnych i stycznych (tnących) działających w tym miejscu pod wpływem sił tnących  $(Q_n, Q_t)$ , momentów gnących  $(M_{qn}, M_{qt})$  i momentu skręcającego  $(M_s)$ . Nałożenie się ściskania od obydwóch momentów gnących oraz ścinania od siły stycznej i momentu skręcającego wywołało złożony, najbardziej niebezpieczny stan naprężeń dla konstrukcji powłokowej, tym bardziej dla lokalnie uszkodzonej. Opisany w tym przypadku stan naprężeń wywołał dalsze takie odkształcenia struktury skrzydła w uszkodzonym przekroju, że nie mogła ona przenieść obciążeń wewnętrznych, jakie w tym przekroju powstawały w wyniku opływu końcowej (około 6 metrów rozpiętości) sekcji skrzydła. Doprowadziło to do propagacji uszkodzenia aż do odłamania końcowej sekcji skrzydła.



Rys. 15. Siły wewnętrzne w przekroju skrzydła; xyz– układ związany z opływem, ntb– układ związany ze strukturą



Rys. 16. Obciążenia wewnętrzne przekroju skrzydła

### 5. Podsumowanie – bezpośrednia przyczyna wypadku

Przedstawiona analiza dowodzi, że bezpośrednią przyczyną wypadku było dynamiczne, niesymetryczne oderwanie strug na płacie nośnym samolotu na tak małej wysokości lotu, że nie było już możliwości przeciwdziałania pilotażowego.

Do takiego przeciągnięcia doszło w wyniku utraty skuteczności aerodynamicznej slotów i szczeliny podslotowej, które zostały zdeformowane w wielu miejscach na skutek licznych zderzeń z drzewami. Bezpieczny przed tymi zderzeniami kąt natarcia stał się nagle kątem pozakrytycznym, mniejszym o około 25% w porównaniu do wartości krytycznego kąta natarcia w wysterowanej
konfiguracji mechanizacji płata, tzn. wychylenia slotów i klap w położeniu "do lądowania".

Po przeciągnięciu i wynikającym stąd przepadaniu samolotu z lewym zwisem nastąpiło zaczepienie lewym skrzydłem o drzewo, co spowodowało kolejne uszkodzenie slotu oraz przedniego dźwigara i powłok przedniego kesonu struktury wytrzymałościowej skrzydła. Tak uszkodzona struktura nie zdołała przenieść obciążeń działających w tym przekroju skrzydła, co doprowadziło do oderwania dużego fragmentu skrzydła. Nie miało to już wpływu na zaistnienie wypadku, lecz w sposób zasadniczy wpłynęło na konfigurację zderzenia samolotu z ziemią w położeniu prawie plecowym z przodem kadłuba skierowanym do powierzchni ziemi, tak że niszczenie kadłuba zaczęło się od kabiny załogi.

## **Bibliografia**

- LIGUM T.I., SKRIPOCZENKO S.J., SZISZMARIEW A.W., 1985, Aerodinamika samoleta TU-154B, Wydawnictwo "Transport Moskwa"
- Samolet Tu-154M. Rukowodztwo po techniczeskoj ekspluatacji, Razdiel 057, Dopolnenie 22.12.2005
- Komisja Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego, Protokół z dnia 26.07.2011 r. (+9 załączników), Warszawa, 2011 r.
- Komisja Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego, Protokół końcowy z badań zdarzenia lotniczego Nr 192/2010/2012, z załącznikami, Warszawa, 2011 r.
- Międzypaństwowy Komitet Lotniczy, Komisja Badania Wypadków Lotniczych, Raport końcowy z badań zdarzenia lotniczego samolotu Tu-154M Numer boczny 101, Moskwa, 2011 (tłumaczenie z języka rosyjskiego)

## Smoleńsk'2010 – some remarks on the direct causes of Tu154M-101 accident and about last seconds of the flight

#### Abstract

Some data of FDR as well as photo documents included within the reports or in enclosures to the reports concerned with the Polish airplane Tu-154M, side number 101, accident have been analyzed. The accident took place on 10th April 2010 at the Smoleńsk Northern airport. The reports have been worked out and published by the commission of International Aerial Committee in Moscow and by the State Air Accident Commission in Warsaw. Some problems concerned with the aerodynamic properties of the plane have been considered in comparison with the data for Tu-154B version airplane properties published within the book on aerodynamics of the plane. Three groups of remarks have been presented:

- 1. Service and operation of the radio compass system to be used when 2 x NDB on the final landing system is in operation;
- 2. Aerodynamic properties of the wing calculated basing on FDR data and compared with the ones published within the enumerated book;
- 3. Mechanism of left wing local damage and analysis of the external section breaking away, including the qualitative load distribution.

The results of all analysis on the direct causes of the accident as well as on the wing destruction are importantly different in comparison with those published in the reports.

# WPŁYW WYBRANYCH CHARAKTERYSTYK AERODYNAMICZNYCH NA WYNIKI SYMULACJI LOTU SAMOLOTU W WARUNKACH NIESYMETRII SIŁY NOŚNEJ

Grzegorz Kowaleczko

Wyższa Szkola Oficerska Sil Powietrznych e-mail: g.kowaleczko@chello.pl

> W pracy przedstawiono wyniki analiz dotyczących symulacji lotu samolotu Tu-154M, który w dniu 10 kwietnia 2010 roku uległ katastrofie w Smoleńsku. W symulacjach wykorzystano model samolotu o sześciu stopniach swobody. Siły aerodynamiczne skrzydła określono, stosując metodę pasową, co umożliwiło uwzględnienie utraty końcówki skrzydła. Ponieważ większość charakterystyk aerodynamicznych samolotu wyznaczono, stosując teoretyczo-eksperymentalne zależności dostępne w literaturze, dokonano oceny wpływu ich zmian na wyniki symulacji. W efekcie uzyskano przedziały możliwych wartości zasadniczych parametrów lotu w chwili katastrofy, które porównano z wartościami zarejestrowanymi przez *Flight Data Recorder* (FDR).

## 1. Wstęp

Końcowa faza lotu samolotu Tu-154M, który w dniu 10 kwietnia 2010 roku uległ katastrofie w Smoleńsku to nieustalony stan lotu, podczas którego siły i momenty aerodynamiczne zależą od wielu różnych, zmiennych w czasie czynników. Zależności te są reprezentowane przez pochodne sił i momentów aerodynamicznych względem parametrów lotu. W symulacjach wykorzystano wartości pochodnych obliczone w oparciu o teoretyczne, literaturowe zależności [2], [4], [6], [11], [15]. Obliczając je, zastosowano m.in. komercyjne oprogramowanie Advanced Aircraft Analysis ver.3.2 (AAA), które również korzysta z zawartych, głownie w [15], teoretyczno-eksperymentalnych formuł. Obliczone pochodne nie były weryfikowane w oparciu o badania eksperymentalne oraz próby w locie. Z tego powodu należy uznać, że wartości obliczeniowe pochodnych określono jedynie szacunkowo. Dlatego zmieniając ich wartości, wykonując szereg symulacji, oceniono czułość modelu i ich wpływ na wyniki obliczeń. Należy podkreślić, że formuły obliczeniowe zakładają liniowe zależności pomiędzy siłami i parametrami lotu. Jest to słuszne jedynie dla ograniczonego przedziału wartości tych parametrów. Według wykonanej analizy przedziały te w trakcie krytycznej fazy lotu były przekroczone, co zmniejsza wiarygodność wyników obliczeń. W związku z tym wyników obliczeń nie można oceniać ilościowo – żądanie pełnej zgodności obliczeń i zapisów rejestratora jest nieuzasadnione. Otrzymane przebiegi można natomiast analizować jakościowo – jeżeli charakter przebiegów pokrywa się z zapisami FDR, to świadczy to o wiarygodności modelowania.

# 2. Równania ruchu

Poniżej omówiony zostanie model matematyczny ruchu samolotu. Jest to model standardowy dla mechaniki lotu, który można znaleźć w licznej literaturze i publikacjach (np. [4], [6], [8], [9]). Jedynie w zakresie obliczania sił aerodynamicznych był on zmodyfikowany. Model ten jest dokładnie przedstawiony w [7] i dlatego w niniejszej pracy omówione będą tylko jego najważniejsze cechy oraz opisane zostaną wprowadzone zmiany.



Rys. 1. Wzajemne położenie układów Oxyz i  $Ox_g y_g z_g$ 

Na rysunkach 1 i 2 pokazano układy współrzędnych wykorzystywane w analizie. Są to układy Oxyz – związany z samolotem,  $O_g x_g y_g z_g$  – inercjalny,  $Ox_a y_a z_a$  – związany z przepływem. Posłużyły one do określenia równań ruchu samolotu. Układy te powiązane są ze sobą macierzami transformacji:



Rys. 2. Wzajemne położenie układów Oxyzi $Ox_ay_az_a$ oraz kąt natarcia $\alpha$ i kąt ślizgu $\beta$  samolotu

— przy przeliczeniach z układu  ${\cal O}_g x_g y_g z_g$ do układu  ${\cal O} xyz$ 

$$\mathbf{L}_{s/g} = (2.1)$$
$$= \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta & \sin \Psi \cos \Theta & -\sin \Theta \\ \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi + \cos \Psi \cos \Phi & \cos \Theta \sin \Phi \\ \cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Phi & \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix}$$

— przy przeliczeniach z układu  $Ox_a y_a z_a$  do układu Oxyz

$$\mathbf{L}_{s/a} = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & -\cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha\\ \sin\beta & \cos\beta & 0\\ \sin\alpha\cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta & \cos\alpha \end{bmatrix}$$
(2.2)

Szczegółowy opis wyprowadzenia równań ruchu przedstawiony został w opracowaniu [7]. Ich końcowa postać jest następująca

$$\dot{u} = \frac{\left(\frac{F_x^*}{m} + rv - qw\right) \left(1 - \frac{F_x^{\dot{w}}}{m}\right) + \left(\frac{F_x^*}{m} + qu - pv\right) \frac{F_x^{\dot{w}}}{m}}{\left(1 - \frac{F_x^{\dot{u}}}{m}\right) \left(1 - \frac{F_z^{\dot{w}}}{m}\right) - \frac{F_x^{\dot{u}}}{m} \frac{F_x^{\dot{w}}}{m}}{\frac{F_x^{\dot{w}}}{m}}$$

$$\dot{v} = \frac{F_y}{m} + pw - ru$$

$$\dot{w} = \frac{\left(\frac{F_x^*}{m} + qu - pv\right) \left(1 - \frac{F_x^{\dot{w}}}{m}\right) + \left(\frac{F_x^*}{m} + rv - qw\right) \frac{F_z^{\dot{u}}}{m}}{\left(1 - \frac{F_x^{\dot{w}}}{m}\right) \left(1 - \frac{F_x^{\dot{w}}}{m}\right) - \frac{F_x^{\dot{u}}}{m} \frac{F_x^{\dot{w}}}{m}}{\frac{F_x^{\dot{w}}}{m}}$$
(2.3)

$$\dot{p} = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ [L + (I_y - I_z)qr + I_{xz}pq]I_z + [N + (I_x - I_y)pq - I_{xz}qr]I_{xz} \\ \dot{q} = \frac{1}{I_y} [M + (I_z - I_x)rp + I_{xz}(r^2 - p^2)]$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_y} \{ [L + (I_y - I_z)qr + I_{xz}pq]I_{xz} + [N + (I_x - I_y)pq - I_{xz}qr]I_x \}$$
(2.4)

$$r = \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ [L + (I_y - I_z)qr + I_{xz}pq]I_{xz} + [N + (I_x - I_y)pq - I_{xz}qr]I_x \}$$

$$\dot{\Phi} = p + (r\cos\Phi + q\sin\Phi) \operatorname{tg}\Theta \qquad \dot{\Theta} = q\cos\Phi - r\sin\Phi$$

$$\dot{\Psi} = \frac{1}{\cos\Theta} (r\cos\Phi + q\sin\Phi) \qquad (2.5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{s/g}^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

$$(2.6)$$

Układ ten można zapisać w sposób ogólny

$$\dot{\boldsymbol{X}} = \boldsymbol{f}(t, \boldsymbol{X}, \boldsymbol{S}) \tag{2.7}$$

Wektor  $\boldsymbol{X} = [u, v, w, p, q, r, \Phi, \Theta, \Psi, x_g, y_g, z_g]^{\mathrm{T}}$  jest wektorem parametrów lotu samolotu o następujących składowych: (u, v, w) – składowe wektora prędkości postępowej  $\boldsymbol{V}$  w układzie współrzędnych związanym z samolotem Oxyz; (p, q, r) – składowe wektora prędkości kątowej  $\boldsymbol{\Omega}$  w tym układzie;  $(\Phi, \Theta, \Psi)$  – kąty Eulera samolotu,  $(x_g, y_g, z_g)$  – współrzędne położenia samolotu. Wektor  $\boldsymbol{S} = [P, \delta_H, \delta_V, \delta_L]^{\mathrm{T}}$  jest wektorem sterowania o składowych: P – sumaryczny ciąg układu napędowego samolotu;  $\delta_H$  – kąt wychylenia steru wysokości;  $\delta_V$  – kąt wychylenia steru kierunku;  $\delta_L$  – kąt wychylenia lotek. m – masa samolotu,  $I_x, I_y, I_z, I_{xz}$  – momenty bezwładności.

#### 3. Siły i momenty sił

W równaniach ruchu (2.3) występują siły, które określone są następująco

$$F_{x}^{*} = \sum P_{i} + (\mathbf{L}_{s/g})_{13}mg - (\mathbf{L}_{s/a})_{11}P_{xa} + (\mathbf{L}_{s/a})_{12}P_{ya} - (\mathbf{L}_{s/a})_{13}P_{za}^{*}$$

$$F_{x}^{\dot{u}} = -(\mathbf{L}_{s/a})_{13}P_{za}^{\dot{u}} \qquad F_{x}^{\dot{w}} = -(\mathbf{L}_{s/a})_{13}P_{za}^{\dot{w}}$$

$$F_{y} = (\mathbf{L}_{s/g})_{23}mg + (\mathbf{L}_{s/g})_{22}P_{ya} \qquad (3.1)$$

$$F_{z}^{*} = (\mathbf{L}_{s/g})_{33}mg - (\mathbf{L}_{s/a})_{31}P_{xa} + (\mathbf{L}_{s/a})_{32}P_{ya} - (\mathbf{L}_{s/a})_{33}P_{za}^{*}$$

$$F_{z}^{\dot{u}} = -(\mathbf{L}_{s/a})_{33}P_{za}^{\dot{u}} \qquad F_{z}^{\dot{w}} = -(\mathbf{L}_{s/a})_{33}P_{za}^{\dot{w}}$$

gdzie: mg – ciężar samolotu;  $P_{xa} = C_{xa}\frac{\rho V^2}{2}S$  – siła oporu;  $P_{ya} = C_{ya}\frac{\rho V^2}{2}S$  – siła boczna;  $P_{za}^* = C_{za}^*\frac{\rho V^2}{2}S$  – siła nośna bez członu uwzględniającego spóźnianie się strumienia w obszarze usterzenia poziomego, tzn.:  $C_{za}^* = C_{za\,stat}(\alpha) + C_{za}^q q + C_{za}^{\delta_H}\delta_H$ ;  $P_{za}^{\dot{u}} = -C_{za}^{\dot{\alpha}}\frac{w}{u^2+w^2}\frac{\rho V^2}{2}S$ ,  $P_{za}^{\dot{w}} = C_{za}^{\dot{\alpha}}\frac{u}{u^2+w^2}\frac{\rho V^2}{2}S$  – człony uwzględniające spóźnianie się strumienia; S – pole powierzchni odniesieniowej.

Momenty sił występujące w równaniach (2.4) są momentami aerodynamicznymi:  $L = C_l \frac{\rho V^2}{2} Sl$  – moment przechylający;  $M = C_m \frac{\rho V^2}{2} Sb_a$  – moment

pochylający;  $N = C_n \frac{\rho V^2}{2} Sl$  – moment odchylający; l – rozpiętość skrzydła;  $b_a$  – średnia cięciwa aerodynamiczna.

### 3.1. Siły i momenty aerodynamiczne

Siły aerodynamiczne i momenty aerodynamiczne obliczono, przyjmując, że są one równe sumie sił powstających na kadłubie (k), skrzydle (sk), usterzeniu poziomym (H) i usterzeniu pionowym (V), co symbolicznie można zapisać następująco

$$\mathbf{P}_{aer} = \mathbf{P}_k + \mathbf{P}_{sk} + \mathbf{P}_H + \mathbf{P}_V$$
  
$$\mathbf{M}_{aer} = \mathbf{M}_k + \mathbf{M}_{sk} + \mathbf{M}_H + \mathbf{M}_V$$
(3.2)

Obliczając te siły i momenty stosuje się zwykle teoretyczno-doświadczalne zależności dostępne w literaturze. Regułą jest, że bazują one na założeniu o liniowej zależności pomiędzy parametrami lotu i siłami/momentami aerodynamicznymi, np. w przypadku współczynnika siły nośnej oznacza to, że oblicza się go z relacji  $C_{za} = C_{za}^{\alpha}(\alpha - \alpha_0)$ . Nie uwzględnia się tu nieliniowości charakterystyki na nadkrytycznych kątach natarcia. Podobne relacje dotyczą innych sił oraz momentów sił i ich zależności od różnych parametrów lotu<sup>1</sup>. Zatem otrzymuje się "zlinearyzowany" w zakresie aerodynamiki model obliczeniowy.

Uwagi powyższe dotyczą również wykorzystanego w szerokim zakresie programu komercyjnego Advanced Aircrafta Analysis ver. 3.2 firmy DAR Corporation [1]. W pierwszej fazie obliczeń służył on do obliczania sił i momentów generowanych przez kadłub, usterzenie poziome i usterzenie pionowe. Natomiast w dalszych obliczeniach siły i momenty wytwarzane przez usterzenie pionowe obliczano oddzielnie. Będzie to omówione dalej.

Szczegółowy opis sposobu określenia charakterystyk aerodynamicznych wykorzystywanych w symulacji przedstawiono w opracowaniu [7]. Poniżej omówiona zostanie jedynie metoda obliczania sił i momentów wytwarzanych przez skrzydło oraz usterzenie pionowe.

#### 3.2. Siły i momenty aerodynamiczne skrzydła

Do obliczania sił powstających na skrzydle we wszystkich obliczeniach zastosowano metodę pasową. Polega ona na określaniu w poszczególnych przekrojach skrzydła lokalnego kąta natarcia – rys. 3. Znając ten kąt, wyznacza

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Aby model był w pełni zgodny z rzeczywistym samolotem, konieczne jest przeprowadzenie wszechstronnych badań doświadczalnych, w tym badań w locie. W ich efekcie otrzymuje się model "nieliniowy" aerodynamicznie, który daje potwierdzoną doświadczalnie zgodność reakcji samolotu na zaburzenia, zmianę parametrów lotu i sterowanie.



Rys. 3. Położenie układu związanego z profilem skrzydła względem układu Oxyz oraz elementarne siły generowane przez profil

się współczynniki siły oporu i siły nośnej. Pozwalają one na obliczenie sił powstających w rozpatrywanym przekroju  $dP_x$ ,  $dP_z$ . Sumując siły ze wszystkich przekrojów, można określić "globalne" siły aerodynamiczne generowane przez skrzydło. Uwzględnienie ramienia działania sił pozwala na obliczenie momentów aerodynamicznych. W procesie symulacji lotu procedurę tą przeprowadza się dla kolejnych kroków czasowych.

Zgodnie z powyższym w punkcie P leżącym w wybranym przekroju na linii 1/4 cięciw i odległym o  $\mathbf{r}_P = [x_P, y_P, z_P]$  od środka masy samolotu kolejno oblicza się:

— prędkość bezwzględną względem układu inercjalnego ${\cal O}_g x_g y_g z_g$ 

$$\boldsymbol{V}_P = \boldsymbol{V} + \boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{r}_P \tag{3.3}$$

— lokalny kąt natarcia

$$\alpha_P = \arctan \frac{w_P}{u_P} \tag{3.4}$$

gdzie  $u_P$  i  $w_P$  to składowe prędkości w lokalnym układzie współrzędnych  $P_{\rho\kappa\tau}$ . — elementarne siły aerodynamiczne  $dP_x$ ,  $dP_z$ , po wcześniejszym określeniu sił w lokalnym układzie aerodynamicznym

$$dP_{xa} = C_{xa\,pr} \frac{\rho V_P^2}{2} dS \qquad \qquad dP_{za} = C_{za\,pr} \frac{\rho V_P^2}{2} dS \qquad (3.5)$$

— elementarne momenty aerodynamiczne: przechylający  $d{\cal L}_{sk}$ i odchylający  $dN_{sk}$ 

$$dL_{sk} = dP_z y_P \qquad \qquad dN_{sk} = dP_x y_P \tag{3.6}$$

— globalne siły i momenty poprzez obliczenie całek wzdłuż rozpiętości skrzydła

$$P_{x\,sk} = \int dP_x \qquad P_{z\,sk} = \int dP_z L_{sk} = \int dL_{sk} \qquad N_{sk} = \int dN_{sk}$$
(3.7)

Granicami całkowania była rozpiętość skrzydła: od $-18,775\,{\rm m}$ do $+18,775\,{\rm m}$ dla samolotu sprawnego i od $-13,2\,{\rm m}$ do $+18,775\,{\rm m}$ dla samolotu uszkodzonego.

Występujące we wzorach (3.5) współczynniki aerodynamiczne określono, wykorzystując globalne charakterystyki samolotu z uwzględnieniem wysunięcia klap i slotów (rys. 4). Ponieważ dane literaturowe [3], [10], [12] nie dotyczyły konfiguracji samolotu w chwili katastrofy zastosowano interpolację

$$C_{xa\_36} = C_{xa\_28} + \frac{C_{xa\_45} - C_{xa\_28}}{45 - 28} (36 - 28)$$

$$C_{za\_36} = C_{za\_28} + \frac{C_{za\_45} - C_{za\_28}}{45 - 28} (36 - 28)$$
(3.8)



Rys. 4. Charakterystyki  $C_{za}(\alpha)$ 

Obliczając siłę nośną, uwzględniono rozkład cyrkulacji wzdłuż skrzydła wyznaczony metodami Numerycznej Mechaniki Płynów – rys. 5.

Z wyrażeń (3.6), (3.7) wynika, że w obliczeniach przyjęto, że skrzydło nie wytwarza siły bocznej. Natomiast moment pochylający samolotu obliczany był w oparciu o wyrażenie określające wartość współczynnika momentu

$$C_m = 0,1509 - 0,35C_{za} - 0,761\delta_H - 2,7356\phi_{stab} + 0,026168\frac{P - 28200}{286800} + (C_m^q + C_m^{\dot{\alpha}})\frac{b_a}{2V}$$
(3.9)

Wyrażenie to ustalono w oparciu o charakterystyki geometryczno-masowe samolotu. Uwzględnia ono wychylenie steru wysokości, kąt ustawienia usterzenia, wpływ pracujących silników oraz tłumienie pochylania. Część statyczną



Rys. 5. Rozkładu  $C_{za}$  wzdłuż skrzydła



Rys. 6. Porównanie charakterystyki  $C_m(\alpha)$  z literatury i obliczonej

współczynnika momentu pokazano na rys. 6, gdzie porównano ją z przebiegiem zaczerpniętym z [10].

### 3.3. Siły i momenty aerodynamiczne usterzenia pionowego

Jak wspomniano w rozdziale 3.1, pierwotne symulacje zawarte w [7] prowadzono, wykorzystując wartości współczynników aerodynamicznych kadłuba, usterzenia poziomego i usterzenia pionowego obliczone w oparciu o teoretyczno-doświadczalne zależności dostępne w literaturze, w tym uzyskane z wykorzystaniem oprogramowania komercyjnego. Analiza otrzymanych wyników pokazała, że po utracie końcówki skrzydła samolot wykonywał lot z dużymi wartościami kata ślizgu  $\beta$ . Oznacza to, że na usterzeniu pionowym mógł zostać przekroczony krytyczny kąt ślizgu. W takim przypadku stosowane "liniowe" zależności dotyczące powstającej tam siły bocznej oraz generowanych przez nią momentu przechylającego i odchylającego mogą być fałszywe. Dlatego w prezentowanych poniżej obliczeniach siłę boczną powstającą na usterzeniu pionowym oraz moment obliczono z zależności

$$P_{yV} = C_{yV} \frac{\rho V^2}{2} S_V$$
  $L_V = P_{yV} z_V$   $N_V = -P_{yV} l_V$  (3.10)

gdzie  $S_V$  jest polem powierzchni usterzenia,  $z_V$  i  $l_V$  określają położenie usterzenia względem środka masy samolotu. Ilustruje to rys. 7.



Rys. 7. Siła i momenty generowane przez usterzenie pionowe

Aby określić współczynnik siły  $C_{yV}$ , konieczna jest znajomość kąta ślizgu na usterzeniu. Oblicza się go z uwzględnieniem składowych prędkości lotu oraz prędkości kątowych przechylania i odchylania

$$\beta_V = \frac{v + pz_V - rl_V}{u} \tag{3.11}$$

Dla tak obliczonego kąta, w zakresie "liniowym", współczynnik  $C_{yV}$  oblicza się ze wzoru

$$C_{yV} = C_{yV}^{\beta} \beta_V \tag{3.12}$$

Wyrażenie to dotyczy liniowego zakresu charakterystyki pokazanej na rys. 8 – powyżej krytycznego kąta natarcia wyrażenie to nie obowiązuje i należy zastosować np. metodę aproksymacji dla krzywoliniowej części charakterystyki usterzenia. Opisany sposobu obliczeń wymaga znajomości charakterystyki usterzenia. Ponieważ dla rozpatrywanego przypadku brak takich danych, więc zastosowano przebieg hipotetyczny. Aby go opisać, konieczna jest znajomość: pochodnej  $C_{yV}^{\beta}$ , krytycznego kąta ślizgu  $\beta_{kr1}$ , granicznego kąta szybkiego spadku wartości współczynnika  $\beta_{kr2}$ .

Teoretyczna wartość pochodnej  $C_{yV}^{\beta}$  dla profilu lotniczego to  $-2\pi$  [2]. Jednocześnie dla skrzydła skośnego można zastosować przybliżoną zależność:  $C_{yV}^{\beta} = -2\pi \cos \chi \ (\chi - kąt skosu), która dla usterzenia pionowego daje wartość$ -4,12. Natomiast program AAA wyliczył wartość -2,72 (obliczenia wymagaływprowadzenia szeregu nieznanych danych dotyczących geometrii usterzenia).



Rys. 8. Hipotetyczna charakterystyka współczynnika siły bocznej usterzenia pionowego

W obliczeniach testowano te trzy różne wartości pochodnej. Uwzględniono również trzy różne wartości  $\beta_{kr1}$ : 12°, 15° i 20°. Kąt 12° dawał "gwarancję" przekroczenia zakresu liniowego charakterystyki, kąt 15° to prawdopodobna, średnia wartość, natomiast 20° zapewnia prowadzenie obliczeń w zakresie liniowym. W symulacjach przyjmowano też, że kąt  $\beta_{kr2}$  jest równy  $\beta_{kr2} = \beta_{kr1} + 2^{\circ}$  zaś wartość współczynnika siły spada do 80% wartości maksymalnej.

## 4. Wyniki obliczeń

Poniżej pokazane zostaną wyniki symulacji, których celem była ocena wpływu zmiany charakterystyk aerodynamicznych na trajektorię lotu. Wyniki te porównywano z zapisami rejestratora pokładowego. Na rysunkach przebiegi pochodzące z innych źródeł oznaczono następująco: MAK – Międzypaństwowy Komitet Lotniczy [14], KBWL – Komisja Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego [13], GAJ – obliczenia inż. Glena Jorgensena [5].

# 4.1. Ocena wpływu pochodnej $C_{uV}^{\beta}$

W obliczeniach przyjęto trzy różne, określone powyżej wartości pochodnej  $C_{yV}^{\beta}$ : -6,26, -4,12, -2,72. Krytyczny kąt natarcia był równy  $\beta_{kr1} = 20^{\circ}$ , co zapewniało liniowość relacji pomiędzy siłą na usterzeniu pionowym i kątem ślizgu. Na rysunkach 9-12 pokazano przebiegi niektórych obliczonych parametrów lotu. Widać, że zwiększanie wartości pochodnej zmniejsza osiągane kąty ślizgu (rys. 10) i powoduje zwiększanie kąta pochylenia (rys. 11). Wynika to z większej stateczności kierunkowej samolotu, który mocniej reaguje na ślizg. Należy zauważyć, że większa wartość pochodnej powoduje istotną zmianę wartości kąta przechylenia w końcowej fazie lotu (rys. 12). Wpływ wartości pochodnej na prędkość lotu jest pomijalny (rys. 9). Na rys. 10 widać też, że dla najmniejszej wartości pochodnej kąt ślizgu osiąga 20°. W takim przypadku krytyczny kąt ślizgu usterzenia pionowego byłby przekroczony, co zasadniczo wpływa na stateczność statyczną poprzeczną i kierunkową.



Rys. 11. Kąt pochylenia samolotu



Rys. 12. Kąt przechylenia samolotu

## 4.2. Ocena wpływu krytycznego kąta natarcia $\beta_{kr1}$

Jak wspomniano, w trakcie wcześniejszych obliczeń uzyskano duże, nadkrytyczne wartości kąta ślizgu, a jednocześnie wyrażenia dotyczące sił bocznych bazowały na relacjach liniowych. Opisana powyżej modyfikacja modelu symulacyjnego w zakresie dotyczącym usterzenia pionowego pozwoliła na usunięcie tej niezgodności. Aby ocenić wpływ przekroczenia krytycznego kąta ślizgu na wyniki obliczeń, przeprowadzono symulacje dla kątów:  $\beta_{kr1}$ : 12°, 15° i 20°. Wartość pochodnej  $C_{yV}^{\beta}$  była niezmienna i równa wartości -4,12. Wyniki symulacji pokazano na rysunkach 13-16. Podobnie jak poprzednio, nie widać wpływu na prędkość lotu (rys. 13). Natomiast z rysunków 14-16 wynika, że po przekroczeniu krytycznej wartości kąta następuje utrata stateczności kierunkowej. W efekcie wartość kąta ślizgu narasta, zaś pochylanie jest znacznie słabsze (rys. 15). Nieco mniejsza jest końcowa wartość kąta przechylenia (rys. 16).



Rys. 13. Prędkość lotu



Rys. 16. Kąt przechylenia samolotu

## 4.3. Ocena wpływu zmiany charakterystyki siły nośnej $C_{za}(\alpha)$

Wszystkie symulacje prowadzono, wykorzystując literaturowe, nie zweryfikowane badaniami w locie charakterystyki samolotu, w tym aerodynamiczne. Dlatego postanowiono ocenić wpływ zmiany charakterystyki  $C_{za}(\alpha)$  na wynik obliczeń. W tym celu przeprowadzono badania, zmniejszając i zwiększając wartość współczynnika siły nośnej skrzydła o 2%. Odpowiada to zmianie całkowitej siły nośnej o około 2 tony i oznacza odpowiednie "podniesienie" lub "obniżenie" rozkładów z rys. 5. Dla usterzenia pionowego przyjęto wartość pochodnej  $C_{yV}^{\beta} = -4,12$  i krytyczny kąt ślizgu  $\beta_{kr1} = 15^{\circ}$ . Wyniki symulacji pokazano na rysunkach 17-21. Widać na nich, że zmniejszenie współczynnika prowadzi do zwiększenia minimalnej wartości kąta ślizgu, który chwilowo przekracza kąt krytyczny, nie prowadząc jednak do utraty stateczności kierunkowej. Profil prędkości lotu (rys. 17) i kąta pochylenia samolotu (rys. 19) praktycznie nie zmienia się. Jednocześnie zmniejszenie współczynnika powoduje zwiększenie kąta przechylenia samolotu w końcowej fazie lotu (rys. 20). Zmiana charakterystyki siły nośnej ma wpływ na pionowy profil lotu – pokazano to na rys. 21. Wzrost współczynnika o 2% zwiększa wysokość maksymalną o prawie 5 metrów, zaś spadek wartości współczynnika zmniejsza tą wysokość o około 4 metry.



Rys. 19. Kąt pochylenia samolotu



Rys. 20. Kąt przechylenia samolotu



Rys. 21. Trajektoria pionowa

#### 4.4. Ekstremalne wartości kąta przechylenia

Pokazane powyżej wyniki wskazują, że zmieniając wartości opisanych powyżej wielkości pochodnej  $C_{yV}^{\beta}$ , krytycznego kąta ślizgu  $\beta_{kr1}$  czy też charakterystyki  $C_{za}(\alpha)$ , można otrzymać różne końcowe wartości parametrów lotu, w tym najważniejszego – kąta przechylenia samolotu. W związku z tym przeprowadzono obliczenia, których celem było uzyskanie możliwie dużej lub możliwie małej wartości tego kąta. Wymienione powyżej wielkości zmieniano w zakresie opisanym w poprzednich częściach artykułu. Zmieniając charakterystykę  $C_{za}(\alpha)$ , dodatkowo, w podobnym zakresie, zmieniano współczynniki siły oporu  $C_{xa}(\alpha)$ , tak aby w każdej symulacji uzyskać zbliżoną wysokość lotu.

Otrzymane wyniki przedstawione są na rysunkach 22-28. Pokazano na nich trzy warianty wyników: 1 – wariant wyjściowy, 2 – wariant "maksymalny kąt  $\Phi$ ", 3 – wariant "minimalny kąt  $\Phi$ ". Na rys. 22 widać, że profil zmian prędkości jest podobny, natomiast różne są końcowe wartości prędkości. Dla wariantu 2 uzyskano najlepszą zgodność maksymalnego obliczonego i zarejestrowanego kąta natarcia samolotu (rys. 23), najmniejsze kąty ślizgu (rys. 24), ale jednocześnie najszybsze pogłębianie przechylenia (rys. 25). Końcowy kąt przechylenia dla tego wariantu to około 150°. Natomiast końcowa wartość tego kąta dla wariantu 3 to około 100°. Analiza trajektorii pionowej pokazanej na rys. 27 pokazuje, ze dla wariantu 2 "górka" jest najbardziej stroma i zarazem najbardziej zgodna z danymi KBWL. Dla wszystkich wariantów trajektorie poziome są zbliżone (rys. 28), ale kończą się w innym punkcie, co wynika z różnic prędkości lotu.



Rys. 24. Kąt ślizgu



Rys. 25. Kąt pochylenia samolotu





Rys. 27. Trajektoria pionowa

## 5. Podsumowanie

Przedstawione powyżej wyniki symulacji ostatniej fazy lotu samolotu Tu-154M wskazują, że stosując czysto teoretyczny model ruchu, można otrzymać wyniki różniące się ilościowo – szczególnie dotyczy to końcowych wartości parametrów lotu. Różnice wynikają z niepewności stosowanych charaktery-



Rys. 28. Trajektoria pozioma

styk aerodynamicznych i geometryczno-masowych. To właśnie jest przyczyną prowadzenia prób w locie i identyfikacji tych charakterystyk podczas różnego rodzaju badań rzeczywistego samolotu. Taki sposób postępowania stosuje się, tworząc modele symulacyjne stosowane w symulatorach lotu. Oddanie do użytkowania symulatora wymaga dziesiątków, a niekiedy setek, godzin lotów badawczych.

Modele teoretyczne mogą być natomiast z powodzeniem stosowane do oceny jakościowej zachowania się samolotu w różnych fazach lotu. Taka właśnie sytuacja ma miejsce w rozpatrywanym przypadku. Widać, że niezależnie od zmienionych charakterystyk, samolot wykonywał "górkę" z silnym przechylaniem. Jednocześnie samolot skręcał w lewo. W każdym przypadku obliczeniowym prędkość przechylania była przez około dwie sekundy od urwania końcówki skrzydła zgodna z zapisami rejestratora. Zdaniem autora świadczy to o tym, że urwanie fragmentu końcówki skrzydła o długości 5,57 m i związana z tym utrata siły nośnej były wystarczające do wykonania obrotu. Obliczona wielkość tego obrotu mieści się w przedziale od 100° do 150°, przy czym wartości te są skrajne i należy oczekiwać, że rzeczywisty kąt przechylenia był bliższy wartości średniej, tzn. około 120°-130°.

Na rysunkach dotyczących kąta przechylenia poza wynikami obliczeń i zapisami rejestratora pokazano też przebiegi otrzymane przez duńskiego inżyniera Glena Jorgensena. Odtworzono je na podstawie przesłanego autorowi w grudniu 2013 r. opracowania [5]. (Inż. Jorgensen deklarował opublikowanie go, czego jednak dotychczas nie uczynił.) Należy zwrócić uwagę, że prędkość, z jaką narasta kąt przechylenia, jest tu wyraźnie mniejsza niż w niniejszym opracowaniu. Autor zidentyfikował model G. Jorgensena i przeprowadził obliczenia, otrzymując takie same jak on wyniki. Analiza pokazała, że różnice wynikają z faktu, że model Jorgensena ma zredukowaną liczbę stopni swobody i nie opisuje ruchu przestrzennego – np. pomija ruch odchylania samolotu (obrót wokół osi Oz – rys. 1) oraz ignoruje siły i momenty powstające w związku ze ślizgiem. Przeprowadzone symulacje potwierdziły, że samolot Tu-145M po utracie końcówki skrzydła wykonał obrót o kąt mieszczący się w przedziale od  $100^{\circ}$  do  $150^{\circ}$  i jednocześnie "górkę", odchylając tor lotu w lewo.

## Bibliografia

- 1. Advanced Aircraft Analysis 3.2, Design, Analysis and Research Corporation, 2009
- 2. ARŻANIKOW N., MALCEW W., 1959, *Aerodynamika*, Państwowe Wydawnictwo Naukowe
- BECHTIR W.P, RŻEWSKIJ B.M., CIPENKO B.G., 1977, Prakticzeskaja aerodynamika samolieta Tu-154M, Izd. Wozdusznyj Transport
- 4. FISZDON W., 1962, Mechanika lotu, Cz. 1-3, Warszawa, PWN
- JORGENSEN G.A., Simulation of The Final Second of Flight of P101, nie opublikowane, 15.12.2013
- 6. KOWALECZKO G., 2003, Zagadnienie odwrotne w dynamice lotu statków powietrznych, Warszawa, Wydawnictwo WAT
- KOWALECZKO G., Rekonstrukcja ostatniej fazy lotu samolotu Tu-154M, http://www.faktysmolensk.gov.pl/aktualnosci/Szczegolowa\_analiza\_ obliczeniowa\_ostatnich\_chwil\_lotu
- KOWALECZKO G., KRZONKALLA J., NOWAKOWSKI M., 2008, Odpowiedź samolotów o różnych charakterystykach masowo-geometrycznych na turbulencje atmosfery, [W:] *Mechanika w Lotnictwie*, *ML-XIII 2008*, J. Maryniak (red.), PTMTS, Warszawa
- KOWALECZKO G., KRZONKALLA J., NOWAKOWSKI M., 2008, Modelowanie lotu samolotu transportowego z uwzględnieniem zmiennych obciążeń atmosferycznych, *Modelowanie Inżynierskie*, 36, 5
- LIGUM T.I., SKRIPNICZENKI S.J., 1977, Aerodinamika samoleta Tu-154, Izd. Transport
- 11. OSTOSŁAWSKIJ N.W., 1957, Aerodinamika samoleta, Moskwa, Oborongizdat
- PIATIN A.I., 1994, Dinamika poleta i pilotirowanije samoleta Tu-154, Izd. Wozdusznyj Transport
- 13. Raport Komisji Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego (KBWLLP)
- 14. Raport Międzypaństwowego Komitetu Lotniczego (MAK)
- 15. ROSKAM J., 1985, *Airplane Design*, Roscam Aviation and Engineering Corporation, University of Kansas

## Influence of selected aerodynamic characteristics on flight simulation results for an airplane with asymmetry of the lift force

#### Abstract

The paper presents the results of flight simulation of the Tu-154M aircraft, which crashed in Smolensk on 10 April 2010. A 6 DOF mathematical model of spatial motion is used. Aerodynamic forces and moments produced by the wing are calculated by applying the strip method. It allows one to take into account the wing tip cut effect. Because most of the aerodynamic characteristics of the airplane are determined using theoretical/experimental formulas available in the literature, therefore the model sensitivity to changes of these characteristics has been tested. As a result, substantial intervals of possible values of flight parameters at the time of the crash are determined. They are compared with the data collected by Flight Data Recorder.

# ODTWARZANIE TRAJEKTORII LOTU SAMOLOTU NA PODSTAWIE ZAPISÓW URZĄDZEŃ REJESTRUJĄCYCH

PIOTR LIPIEC

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych e-mail: piotr.lipiec@mir.gov.pl

Maciej Lasek

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych oraz Politechnika Warszawska e-mail: mlas@poczta.onet.pl

> Jednym z kluczowych elementów w badaniu wypadków lotniczych jest odtworzenie krytycznej fazy lotu, a w szczególności trajektorii lotu samolotu i jej powiązanie z praca systemów samolotu oraz działaniem załogi. Dopiero na tej podstawie można ocenić pracę załogi w sytuacji kryzysowej i jej reakcje na błędy w wykonaniu lotu lub niesprawność systemów samolotu, a wynik takich analiz stanowi podstawe do zaproponowania zaleceń w celu poprawy bezpieczeństwa wykonywania operacji lotniczych. Samoloty wykorzystywane w przewozie pasażerskim i coraz częściej samoloty lekkie wyposażone są w urządzenia, których zadaniem jest rejestracja parametrów lotu, dźwięków w kabinie oraz kluczowych dla bezpieczeństwa lotu systemów. Pomimo minimalnych wymagań stawianych urządzeniom rejestracyjnym odtworzenie z dużą dokładnością trajektorii lotu na podstawie zapisów nie zawsze jest możliwe i bardzo często wymaga weryfikacji i uzupełnienia o informacje z innych źródeł, np. śladów zderzenia samolotu z przeszkodami, zeznań świadków lub zapisem z urządzeń radarowych służb kontroli ruchu lotniczego. W pracy przedstawione zostaną przykłady odtwarzania trajektorii lotu samolotu w zależności od rodzaju rejestratorów i zakresu zapisywanych przez nie danych.

## 1. Wprowadzenie

Zgodnie z wymaganiami przepisów międzynarodowych, na pokładach samolotów o masie większej niż 5700 kg oraz o liczbie miejsc większej niż 9 instaluje się rejestratory parametrów lotu i rejestratory rozmów. Są to rejestratory, które zgodnie z wymaganiami, są odporne na działanie dużych przeciążeń, wysokich temperatur i szeregu innych niekorzystnych zjawisk. Wymagania takiego nie stawia się przed producentami samolotów małych, ale niejednokrotnie współcześnie stosowane pokładowe wyposażenie elektroniczne, odbiorniki GPS czy loggery używane przez załogę potrafią zapisywać w swojej pamięci wybrane parametry lotu, które są bardzo pomocne przy odtwarzaniu historii lotu. Zapisy lotu czy zapisy rozmów i odgłosów w kabinie stanowią obiektywny materiał badawczy, wykorzystywany podczas badania wypadku lotniczego.

Odtworzenie trajektorii lotu samolotu jest ważnym procesem w trakcie badania wypadku i realizowane jest zwykle w kilku etapach:

- zabezpieczenie rejestratora na miejscu wypadku,
- transport rejestratora do laboratorium,
- odczyt danych z rejestratora,
- utworzenie ramki danych,
- konwersja odczytu do jednostek inżynieryjnych,
- analiza danych z lotu,
- utworzenie trajektorii lotu,
- weryfikacja otrzymanej trajektorii.

Poszczególne etapy zostaną omówione w ramach niniejszego referatu.

# 2. Wypadek samolotu Cessna T182T Skylane

W dniu 21 sierpnia 2011 r. pilot wraz z trzema pasażerkami wykonywał lot widokowy w rejonie lotniska Pobiednik Wielki (EPKP) samolotem Cessna T182T Skylane. Samolot w trakcie niskiego przelotu wpadł w korkociąg i spadł pionowo na podwórze przed budynkiem mieszkalnym. W trakcie upadku i destrukcji zbiorników paliwa, nastąpił jego wybuch, co spowodowało gwałtowny pożar zabudowań oraz samolotu. Pilot oraz pasażerki ponieśli śmierć na miejscu, a samolot został całkowicie zniszczony i spalony.

Zespół badawczy PKBWL, który prowadził prace na miejscu wypadku, pomimo bardzo dużych zniszczeń spowodowanych przez pożar, odnalazł we wraku i zabezpieczył do późniejszych analiz spaloną kartę pamięci SD. PKBWL zaprosił do współpracy profesjonalne laboratorium odzyskiwania danych w celu weryfikacji zawartości danych na zabezpieczonej karcie pamięci. Odnaleziona karta SD, w wyniku pożaru, nie była kompletna – brakowało rezystorów i kondensatorów na płytce drukowanej karty. W laboratorium wylutowano



Rys. 1. Miejsce wypadku samolotu Cessna T182T Skylane

układ pamięci z pozostałości karty i po jej odpowiednim przygotowaniu przeprowadzono jej odczyt. Następnie z pomocą specjalistycznego oprogramowania odzyskano strukturę danych zapisanych w pamięci karty SD.



Rys. 2. Karta SD i układ pamięci w trakcie przygotowania do odczytu

Samolot Cessna T182T Skylane, który uległ wypadkowi był wyposażony w zintegrowany system pokładowy G1000 firmy Garmin. System ten składa się z wielu bloków awioniki, których rolą jest zapewnienie pilotowi całego szeregu informacji pilotażowych, nawigacyjnych, meteorologicznych, silnikowych, czy komunikacyjnych niezbędnych do wykonania bezpiecznego lotu. Skład zestawu G1000:

- GDU 1040 Primary Flight Display (PFD)
- GDU 1040 Multi Function Display (MFD)
- GIA 63 Integrated Avionics Units (2)
- GEA 71 Engine/Airframe Unit
- GDC 74A Air Data Computer (ADC),
- GRS 77 Attitude and Heading Reference System (AHRS)
- GMU 44 Magnetometer
- GMA 1347 Audio System with integrated Marker Beacon Receiver
- GTX 33 Mode-S Transponder
- GDL 69/69A Data Link.

Wśród bloków systemu G1000 znajdują się dwa duże wyświetlacze oznaczone jako Primary Flight Display (PFD) i Multi Function Display (MFD). W górnej części wyświetlacza MFD znajduje się slot na kartę SD, przy pomocy której możliwe jest rejestrowanie całego szeregu krytycznych danych z lotu i pracy silnika z częstotliwością 1 Hz. Wśród parametrów są takie dane, jak: czas, wysokość lotu, prędkość przyrządowa i podróżna, prędkość pionowa, pochylenie, przechylenie, przyspieszenia, obroty silnika i inne parametry silnikowe oraz nawigacyjne.

Parametry rejestrowane przez G1000:

- Date
- Time
- GPS altitude (MSL)
- GPS altitude (WGS84 datum)
- Baro-Corrected altitude (feet)
- Baro Correction (in/Hg)
- Indicated airspeed (kts)
- Vertical speed (fpm)
- GPS vertical speed (fpm)



Rys. 3. Ekrany PFD i MFD systemu Garmin G1000

- OAT (degrees C)
- True airspeed (knots)
- Pitch Attitude Angle (degrees)
- Roli Attitude Angle (degrees)
- Lateral and Vertical G Force (g)
- Ground Speed (kts)
- Ground Track (degrees magnetic)
- Latitude (degrees; geodetic; +North)
- Longitude (degrees; geodetic; +East)
- Magnetic Heading (degrees)
- HSI source
- Selected course
- Coml/Com2 frequency
- Navl/Nav2 frequency
- CDI deflection
- YDI/GP/GS deflection
- Wind Direction (degrees)
- Wind Speed (knots)
- Active Waypoint Identifier
- Distance to next waypoint (nm)

- Bearing to next waypoint (degrees)
- Magnetic variation (degrees)
- Autopilot On/Ofl
- AFCS roll/pitch modes
- AFCS roll/pitch commands
- GPS fix
- GPS horizontal alert limit
- GPS vertical alert limit
- WAAS GPS horizontal protection level
- WAAS GPS vertical protection level
- Fuel Qty (right & left)(gals)
- Fuel Flow (gph)
- Fuel Pressure (psi)
- Voltage 1 and/or 2
- Amps 1 and/or 2
- Engine RPM
- Oil Pressure (psi)
- Oil Temperature (deg. F)
- TIT (deg. F)
- Manifold Pressure (in. Hg)
- CHT
- EGT

Dane z lotu zapisywane są bezpośrednio na karcie SD w plikach danych (\*.CSV), które tworzone są każdorazowo po uruchomieniu zasilania systemu G1000.

W omawianym przypadku dane z lotu, który zakończył się wypadkiem, nie były widoczne pośród zapisanych na karcie plików. Było to oczywiście wynikiem gwałtownego zakończenia lotu i utraty zasilania systemu G1000, a plik z danymi nie został zakończony i zapisany w strukturze folderów. Dane te jednak zostały odzyskane ze struktury pierwotnej karty pamięci SD (rys. 4) i pozwoliły na odtworzenie całego lotu (rys. 5) oraz wszystkich innych lotów wykonanych w dniu wypadku. Na podstawie odzyskanych danych oraz zgromadzonej dokumentacji w trakcie prowadzonego badania wypadku Komisja



Rys. 4. Ostatnie dane z lotu samolotu Cessna T182 Skylane

określiła przyczynę wypadku, jaką było wykonywanie gwałtownych manewrów na małej wysokości przy małej prędkości lotu, co spowodowało dynamiczne przeciągnięcie samolotu, wpadnięcie w lewy korkociąg oraz zderzenie samolotu z budynkiem i ziemią.



Rys. 5. Trasa ostatniego lotu odczytana z karty SD systemu Garmin G1000

# 3. Wypadek samolotu Tu-154M

W dniu 10.04.2010 r. podczas wykonywania podejścia w trudnych warunkach atmosferycznych do lądowania na lotnisku Smoleńsk Północny, które było wyposażone tylko w dwie radiolatarnie NDB, samolot Tu-154M uległ wypadkowi, w wyniku którego śmierć poniosła załoga samolotu i pasażerowie.

W ramach prowadzonego badania wypadku lotniczego wykorzystano obiektywne źródła informacji, jakimi były zapisy pokładowych rejestratorów lotu i rozmów w kabinie.

Na pokładzie samolotu Tu-154M zabudowane były następujące urządzenia rejestrujące:

- rejestrator rozmów MARS-BM,
- rejestrator katastroficzny systemu MSRP-64M w obudowie MLP-14-5,
- rejestrator eksploatacyjny KBN-1-1,
- rejestrator eksploatacyjny ATM-QAR,
- rejestrator eksploatacyjny K3-63 nie odnaleziony w wraku samolotu.

# 3.1. Rejestrator MARS-BM

Magnetofon pokładowy MARS-BM przeznaczony jest do zapisu na taśmie magnetycznej rozmów pomiędzy członkami załogi statku powietrznego, korespondencji radiowej oraz do zapisu tła akustycznego w kabinie statku powietrznego. Magnetofon pokładowy MARS-BM rejestruje również informacje impulsowe zakodowanego czasu dla późniejszej synchronizacji zapisanych rozmów i dźwięków z danymi z lotu systemu MSRP.





Rejestracja informacji akustycznej w MARS-BM:

- kanał I dowódca załogi informacja dźwiękowa przychodząca na słuchawki dowódcy załogi (łącznie z samopodsłuchem);
- kanał II drugi pilot informacja dźwiękowa przychodząca na słuchawki drugiego pilota (łącznie z samopodsłuchem);

- kanał III całokształt warunków akustycznych w kokpicie statku powietrznego jako suma sygnałów z trzech mikrofonów umieszczonych w kabinie samolotu;
- kanał IV zakodowany sygnał czasu (godzina i minuta podawana co $0,5\,{\rm s}).$

Aparatura MARS-BM zapewnia zapis ciągły mowy i informacji impulsowej z zachowaniem jej ostatniego czasu pracy, który wynosi nie mniej niż 30 min.

Przy zmianie kierunku ruchu taśmy magnetycznej podczas zapisu strata informacji w czasie nie przekracza $0,15\,{\rm s}.$ 

W celu zapewnienia ciągłego zapisu wybrano wariant, w którym zapis prowadzi się przy ruchu taśmy magnetycznej w dwóch kierunkach. Wykorzystuje się w tym celu jeden 8-ścieżkowy blok uniwersalny głowic magnetycznych i dwa 4-ścieżkowe bloki magnetycznych głowic kasujących, które podłączane są kolejno, w zależności od kierunku ruchu taśmy magnetycznej.

Długość roboczego odcinka taśmy, równa  $72\pm1\,{\rm m},$ zapewnia czas zapisu w jednym kierunku nie krótszy niż 15 minut.

Ogólny czas zapisu w obu kierunkach wynosi nie mniej niż 30 minut.

# 3.2. Metoda zapisu oraz deszyfracji czasu zapisanego jako sygnał cyfrowy na IV kanale aparatury MARS-BM

W zapisie dźwiękowym w kanale IV zapisany jest czas<br/> zakodowany w ciągu impulsów powtarzalnych w odstępach czasu c<br/>o $0,5\,{\rm s}.$ 

Pojedynczy znacznik czasu składa się z 11 jednakowo oddalonych od siebie impulsów taktowych. Odpowiednia organizacja ciągu impulsów pozwala binarnie zakodować informację o aktualnie nastawionym czasie w postaci jednostek i dziesiątek minut oraz jednostek godzin.

Na podstawie wnikliwej analizy poszczególnych znaczników czasu stwierdzono, że rejestrator rozmów zarejestrował czas od godz. 08:02:53.5 do godz. 08:41:07.5, czyli 38 minut i 14 sekund lotu.

Dane z pozostałych ścieżek rejestratora MARS-BM zostały wykorzystane przy sporządzeniu transkrypcji rozmów i korespondencji radiowej prowadzonych przez załogę samolotu Tu-154M. W oparciu o zapisy tła akustycznego z kanału III i sporządzone sonogramy Komisja miała możliwość weryfikacji zjawisk zarejestrowanych podczas lotu oraz porównania odgłosu pracy silników z zarejestrowanymi danymi w rejestratorach parametrów lotu.



Rys. 7. Sposób kodowania czasu na IV kanale



Rys. 8. Widok ostatnich 16 zarejestrowanych znaczników czasu godz. 8:41

## 3.3. Rejestratory parametrów lotu systemu MSRP-64M-6

System MSRP-64M-6 zabudowany na samolocie Tu-154M (zwany dalej MSRP) przeznaczony jest do zapisu i przechowywania na taśmie magnetycznej danych z ostatnich 25 godzin lotu samolotu. Rejestrowane są parametry pracy zespołów napędowych, systemów pokładowych i wyposażenia, sygnały niesprawności, informacje o położeniu przestrzennym samolotu, przeciążenia,



Rys. 9. Przykładowy sonogram z widocznymi zmianami obrotów silników



Rys. 10. Zapis parametrów lotu na taśmie magnetycznej rejestratora MŁP-14-5

tryby pracy urządzeń czy wybrane informacje z urządzeń radiowych i nawigacyjnych.

Parametry ciągłe, które mierzone są przez odpowiednie nadajniki, podawane są do bloku przetwarzającego, w którym przetwarzane są w kod 8-bitowy. Dalej odpowiednio formowany sygnał doprowadzany jest do głowic zapisu urządzeń rejestrujących MŁP-14-5 (katastroficznego) i KBN-1-1 (eksploatacyjnego). Oba rejestratory zapisują taką samą informację na swoich taśmach magnetycznych.

## 3.4. Rejestrator eksploatacyjny ATM-QAR

Rejestrator ATM-QAR został zamontowany na samolocie Tu-154M razem z systemem pomiaru wibracji AVM-219. Rejestrator ten jest włączony pomiędzy urządzenie przetwarzające systemu MSRP i rejestrator eksploatacyjny KBN-1-1. Uzyskano w ten sposób zwiększenie ilości danych o sygnały poziomu wibracji:

- 1 poziom wibracji turbiny sprężarki niskiego ciśnienia (SNC) silnika nr 1;
- 2 poziom wibracji turbiny sprężarki wysokiego ciśnienia(SWC) silnika nr 1;
- 3 poziom wibracji turbiny SNC silnika nr 2;
- 4 poziom wibracji turbiny SWC silnika nr 2;
- 5 poziom wibracji turbiny SNC silnika nr 3;
- 6 poziom wibracji turbiny SWC silnika nr 3.

Dodatkowo do rejestratora ATM-QAR przekazywane są także dwa sygnały:

- 7 sygnał 2n2 pomiar drugiej harmonicznej sygnału wibracji na wszystkich trzech silnikach;
- 8 sygnał KONTROLA przeznaczony do kontroli układu pomiarowego i sygnalizacji.

Wszystkie dane rejestratora ATM-QAR zapisywane są w kasecie z pamięcią elektroniczną, która zezwala na zapisanie parametrów z około ostatnich 30 godzin lotu samolotu.

W dniu 20.04.2010 r. w ITWL w Warszawie wspólnie z przedstawicielem MAK, przedstawicielami KBWLLP, polskiej prokuratury oraz producenta rejestratora ATM-QAR, przeprowadzony został odczyt danych z pamięci kasety. Dane zostały odczytane w całości.



Rys. 11. Rejestrator ATM-QAR przed odczytem w laboratorium ITWL w Warszawie

# 3.5. Porównanie zapisów z rejestratorów MŁP-14-5, KBN-1-1 i ATM-QAR

Ponieważ Komisja dysponowała zapisami z trzech rejestratorów parametrów lotu, należało zweryfikować i ocenić zawartość odczytanych danych. W tym celu dokonano porównania wartości kodowych wybranych parametrów.

Z każdego Subkadru wyodrębniono pierwsze próbki trzech parametrów:

- wysokości barometrycznej;
- pochylenia;
- przechylenia.

Parametry te wybrano jako najbardziej reprezentatywne, ponieważ na podstawie posiadanego doświadczenia w odczycie danych z lotu stwierdzono, że nie jest możliwe wykonanie dwóch identycznych lotów, gdzie wybrane powyżej parametry miałyby taką samą wartość w trakcie całego lotu w obu zapisach, a w szczególności w fazach startu i lądowania. Do porównania użyto 229 punktów danych z każdego pierwszego kadru po zmianie minuty.

Wynik porównania wskazał jednoznacznie, że Komisja dysponowała zapisami tego samego lotu.

Ze względu na brak zakłóceń zapisu, do dalszych prac wybrano zapis z rejestratora ATM-QAR. Ponieważ algorytm kompresji wbudowany w rejestrator ATM-QAR powoduje opóźnienie zapisu o 1,5 sekundy, ostatnia paczka danych
nie zapisała się na kasecie pamięci. Zapis ATM-QAR został więc uzupełniony o pełne ostatnie 2 sekundy (ostatnie 4 kadry) z rejestratora MŁP-14-5. Otrzymano kompletny zapis lotu samolotu Tu-154M nr boczny 101 z 10 kwietnia 2010 r. kończący się o godzinie 8:41:04.

#### 3.6. Oprogramowanie do analizy danych

Dane z lotu zapisywane w rejestratorach parametrów lotu na taśmie magnetycznej czy w pamięci elektronicznej przechowywane są w postaci cyfrowej. W rejestratorach samolotu Tu-154M dane zapisywane są w postaci 8bitowych słów danych, gdy we współczesnych samolotach (Boeing, Embraer, ATR) wykorzystuje się do zapisu słowa 12-bitowe. Większy rozmiar słów do przechowywania danych pozwala na zwiększenie dokładności zapisywanego parametru.

Kopie zapisów z rejestratorów samolotu Tu-154M pozyskane w trakcie prac Komisji zostały wprowadzone do specjalistycznego oprogramowania służącego do analizy parametrów lotu i ich zobrazowania w formie graficznej, tabelarycznej czy w formie wizualizacji 3D. Do analiz lotów samolotu Tu-154M wykorzystano oprogramowanie producenta rejestratora ATM-QAR firmy ATM PP Sp. z o.o. Był to program FDS 6.56 w wersji dla systemu operacyjnego MS DOS oraz FDS 8 w wersji dla sytemu MS Windows. Oprócz tego dane zostały zaimportowane do programu Insight Analysis oraz Insight Animation firmy CAE Flightscape.

#### 3.7. Ramka danych i skalowanie parametrów

Do poprawnego odczytu danych pozyskanych z rejestratora parametrów lotu niezbędna jest pełna specyfikacja danych rejestrowanych na pokładzie samolotu wraz z ich położeniem w strukturze danych oraz współczynnikami skalowania dla uzyskania odpowiednich wielkości fizycznych. Dokument taki sporządzany jest każdorazowo przez producenta samolotu podczas prac remontowych, w których zakres wchodzi skalowanie systemu MSRP. Dokument taki przedstawia w sposób szczegółowy lokalizację wszystkich parametrów w ramce danych oraz wykresy i współczynniki skalowania poszczególnych nadajników systemu MSRP.

Wykorzystując otrzymany od firmy remontowej opis ramki danych, stworzono zestaw parametrów lotu dla samolotu Tu-154M numer boczny 101. Ramka danych zawierała 42 parametry analogowe i 55 parametrów dyskretnych.

Перечень аналогових пара- метров и разовых команд отклонение падалай дев. ного потока наружного воздуха.         47         Поворот штурвала Отклонение падалай дев. цилоге.           01         Температура заторожен- ного потока наружного воздуха.         54         Отклонение падалай дев. цилоге.           02         Высота барометрическая.         9         55         Отклонение падалай дев.           03         Высота геометрическая.         10         Отклонение FH         0           04         Скорость приборная.         11         57         Отклонение FH           05         Мастный угол атаки.         12         64         Отклонение FH           07         Перегрузка боковая.         13         62         Отклонение FH           07         Перегрузка боковая.         16         64         Ход травером PA-56 по тентах           13         Угол крена ПКП лев.         16         64         Ход травером PA-56 по тентахау.           14         Курс геромагнитиний.         17         65         Ход травером PA-56 по тентахау.           23         Положенке FF - превого.         19         66         Нерепад девле оверон- нитерцентора.           24         Миновенный ресход топли- ва 1 дактетал.         21         76         Сиклонение прев. злерон- нитерцентора.           25		N <sup>2</sup> Kayana no Bulooke	Параметр канала	Nancra	И <sup>в</sup> Канала Выберже	Параметр канала	N <sup>te</sup> AUCTA
1         Пателература заторожен- ного потока наружного в оздуха.         54         Отклонение педалей дев. иллоте.           01         Пателература заторожен- ного потока наружного в оздуха.         55         Отклонение педалей дев. иллоте.           02         Высоте барометрическая.         10         Отклонение педалей дев.           03         Высоте приборная.         11         57         Отклонение педалей дев. иллоте.           04         Скорость приборная.         11         57         Отклонение PH           05         Местный угол атаки.         12         64         Отклонение PH           07         Перегрузка боковая.         13         62         Отклонение PH           12         Отклонение PH         Вавого         15         Отклонение PH           13         Угол крена IRIП лев.         16         64         Ход траверсы PA-56 по тенная.           12         Тенлек МГВ-3.         18         64         Ход траверсы PA-56 по тенная.           12         Тенлек МГВ-3.         18         64         Ход траверсы PA-56 по тенная.           12         Тенлек МГВ-3.         19         66         Ход траверсы PA-56 по тенная.           13         Положение РУД I двитетеля.         71         Тенлек МГВ-3.           24			Перечень аналоговых пара-	3-7	47	Поворот штурвала	3.
Водуха.         Совет прическая.         Совет прическая.         Совет прическая.           03         Висоте теометрическая.         10         Отклонение правого эле- рона           04         Скорость приборная.         11         57         Отклонение FH           05         Местный угол атаки.         12         64         Отклонение FH           07         Перегрузка вертикальная.         14         63         Ход траверсы FA-56 по курсу.           11         Перегрузка боковая.         16         64         Ход траверсы FA-56 по курсу.           12         Отклонение FB левого         15         Код траверсы FA-56 по курсу.         Ход траверсы FA-56 по курсу.           13         Угол креня IRII лев.         16         64         Ход траверсы FA-56 по курсу.           14         Курс героманизтитный.         17         65         Ход траверсы FA-56 по теннаку.           14         Курс героманизтитный.         17         65         Ход траверсы FA-56 по теннаку.           12         Стклонение FB – правого.         19         66         Перепад лавления набина- атмосфера.           23         Положение FB – правого.         19         67         Ход штока МЭТ в кенале танизау.           24         Мгновенный расход топли- ва дактетал.         22 <td></td> <td>OI</td> <td>Температура заторможен- ного потока наружного</td> <td>8</td> <td>54</td> <td>Отклонение педалей дев. пилота.</td> <td>3</td>		OI	Температура заторможен- ного потока наружного	8	54	Отклонение педалей дев. пилота.	3
<ul> <li>С.З. Бысота геометрическая.</li> <li>С.З. Бысота геометрическая.</li> <li>С.З. Бысота геометрическая.</li> <li>С. Схорость приборная.</li> <li>С. Схорость приборная.</li> <li>С. Схорость приборная.</li> <li>С. Стклонение РН</li> <li>С. Отклонение РН</li> <li>С. Положение РУД 1 дв.</li> <li>С. Обороть роторе НД 2 дв.</li> <li>С. Положение РУД 2 дв.</li> <li>С. Обороть роторе НД 2 дв.</li> <li>С. Обороть роторе НД 2 дв.</li> <li>С. Обороть РСЛ 3 дв.</li> <li>С. Обороть РСЛ 3 дв.</li> <li>С. Темперетуре газов за туройной 2 дв.</li> <li>С. Темперетуре газов за туройной 3 дв.</li> <li>С. Темперетуре газов за туройной 2 дв.<td></td><td>02</td><td>воздуха.</td><td></td><td>00</td><td>вала.</td><td></td></li></ul>		02	воздуха.		00	вала.	
Он         Орона Неометрическал.         Орона         Орона         Орона         Орона           04         Скорость приборнал.         11         57         Отклонение РН         Отклонение Отволиноватора           07         Перагрузка боковал.         13         62         Отклонение закрылков         Отклонение закрылков           11         Перагрузка боковал.         13         63         Ход траверон РА-56 по курсу.           13         Угол крена IRTI лев.         16         64         Ход траверон РА-56 по курсу.           14         Курс героматнитний.         17         65         Ход траверон РА-56 по танияху.           15         Тентка МГА-3.         18         66         Код траверон РА-56 по танияху.           23         Положенке РУД 1 двитете- за         18         Тентка МГА-3.         18           24         Мгновенный десход топли- ва 1 двитетеля.         21         74         Отклонение левого элерон- интерцентора.           25         Собороты ротора НД 1 дв.         22         77         Отклонение левого элерон- интерцентора.           27         Положенее РУД 2 дв.         23         76         Наржене сети + 278           28         Угол крене IRI - прав.         26         76         Гамиа терировк коганц на сходе. <td></td> <td>03</td> <td>BROOTS DEDOMETDATECRES,</td> <td>5</td> <td>56</td> <td>Отклонение правого эле-</td> <td>3</td>		03	BROOTS DEDOMETDATECRES,	5	56	Отклонение правого эле-	3
65         Местный угора атаки.         12         64         Отклонение закрылков           07         Перегрузка боковая.         13         62         Отклонение закрылков           07         Перегрузка боковая.         13         62         Отклонение закрылков           12         Отклонение В левого         15         Отклонение В левого         15           13         Угол крека ШКП лев.         18         64         Ход траверон РА-56 по крену.           14         Курс героматнитный.         17         65         Ход траверон РА-56 по крену.           15         Тенгеж МПВ-3.         18         64         Ход траверон РА-56 по таклонение FB – правого.           15         Тенгеж МПВ-3.         18         67         Ход траверон РА-56 по таклонение FB – правого.           23         Положение FУД 1 двигатева.         17         65         Ход траверон РА-56 по таклонение траваления набина- атмособера.           24         Мгновенный ресход топли- ва 1 двигатевл.         21         76         Техленение в В - правого.           25         Собороты ротора НД 1 дв.         22         77         Техленение ето залерон- интерцептора.           26         Темперетрие тезов за турбиной 1 дв.         27         77         Таклина валисовании и иле. 17         77 </td <td>1</td> <td>DA N</td> <td>Скороода теометрическая.</td> <td>10</td> <td>517</td> <td>рона</td> <td></td>	1	DA N	Скороода теометрическая.	10	517	рона	
<ul> <li>107 Перегрузка боковая.</li> <li>13 62 Отклонение этклонение закрытков</li> <li>14 Перегрузка боковая.</li> <li>15 Соклонение в левоого</li> <li>15 Отклонение в левоого</li> <li>16 С Отклонение закрытков</li> <li>17 Отол креня ШКП лев.</li> <li>18 Курсу.</li> <li>19 Угол креня ШКП лев.</li> <li>19 Соклонение в левоого</li> <li>19 Соклонение в левоого</li> <li>19 Курсу.</li> <li>10 Угол креня ШКП лев.</li> <li>19 Соклонение в левоого</li> <li>20 Соклонение ГВ – превоого.</li> <li>21 Паложение ГВ – превоого.</li> <li>22 Соклонение ГВ – превоого.</li> <li>23 Положение ГВ – превоого.</li> <li>24 Мановенный расход топли- ве 2 двигетеля.</li> <li>25 Собороты рогоре НД 2 лв.</li> <li>26 Угол крене ШКП – прев.</li> <li>27 Положение РУД 2 лв.</li> <li>38 Угол крене ШКП – прев.</li> <li>37 Положение РУД 3 дв.</li> <li>38 Угол крене ШКП – прев.</li> <li>40 Мановенный ресход топли- ве 3 двигетеля.</li> <li>41 Обороты рогоре НД 3 дв.</li> <li>42 Темперетуре газов зе туробной 3 дв.</li> <li>44 Сокорость изора зе туробной 3 дв.</li> <li>45 Темперетуре газов зе туробной 3 дв.</li> <li>46 Углавая сокорость изоне за</li> <li>46 Углавая сокорость изова зе туробной 3 дв.</li> <li>46 Углавая сокорость изоне за</li> <li>46 Углавая сокорость изоне за</li> <li>46 Углавая сокорость изоне за</li> <li>47 Самперетуре газов зе туробной 3 дв.</li> <li>48 Сталавая сокорость изоне за</li> <li>49 Сокорость изова за</li> <li>40 Кулавая сокорость изоне за</li> <li>41 Сокорость изоне за</li> <li>42 Темперетуре газов за</li> <li>43 Самперетуре тазов за</li> <li>44 Сокорость изова за</li> <li>45 Тамперетуре тазов за</li> <li>46 Углавая сокорост</li></ul>	1	05	Мастини угод этэки	12	01	Отклонение РН	3
11         Перегуула вертикалына.         14         63         Ход траверси РА-56 по курсу.           12         Отклонение РВ левого         15         Код траверси РА-56 по курсу.           13         Угол крена ШКП лев.         16         64         Ход траверси РА-56 по курсу.           14         Курс геромение РВ левого         15         64         Ход траверси РА-56 по курсу.           14         Курс геромение РВ - превого.         19         66         Перепад лавления небина- атмосфера.           22         Стклонение РВ - превого.         19         66         Перепад лавления небина- атмосфера.           23         Положение РУД 1 двигате- ия         20         74         Отклонение левого элерон- интершентора.           24         В 1 двигатели.         21         74         Отклонение левого элерон- интершентора.           25         Обороты роторе НД 1 дв.         22         75         Отклонение левого элерон- интершентора.           27         Положение РУД 2 дв.         24         76         Напряжение сети + 27B           37         Положение РУД 3 дв.         26         77         Сумерный сочетаниях           38         Угол крене ШКП - прав.         27         74         Тарировочный график КЗ-63           37         Положение РУД 3 д		07	Henermusice doposed	12	01	OTNICHERNE CIRCUMMARTODA	0
12         Окланение РВ левого         15         Кренту.           13         Угол креня ПКП лев.         16         64         Ход траверсы РА-56 по курну.           14         Курс геромагнитный.         17         65         Ход траверсы РА-56 по курну.           15         Тантех МГВ-3.         18         56         Код траверсы РА-56 по курну.           15         Тантех МГВ-3.         18         57         Ход траверсы РА-56 по тянляху.           22         Стклонение FB - правого.         19         66         Перепад даяления набина- атмосфера.           23         Положение FVJ I двигатель.         20         67         Ход траверсы РА-56 по танляху.           24         Мгновенный расход топли- ва I двигателя.         21         76         Перепад даяления набина- атмосфера.           25         Сбороты ротора НД I дв.         22         76         Отклонение пова. элерон- интерцептора.           26         Темперетуре газов за турбиной 1 дв.         23         76         Напряжение сети + 278           27         Положение РИ 2 дв.         26         77         77         Тром раличных сочетаниях           36         Угол крене ПКП - прав.         27         77         Тарировочний график К3-63           37         Положение РИ 3 дв. <td></td> <td>TT</td> <td>Tenennusse pensusenuse</td> <td>TA</td> <td>06</td> <td>Vie Broker BL CC</td> <td>4</td>		TT	Tenennusse pensusenuse	TA	06	Vie Broker BL CC	4
<ul> <li>13 Угол креня ПКП лев.</li> <li>13 Угол креня ПКП лев.</li> <li>14 Курс героматнитный.</li> <li>15 Тентеж МПБ-3.</li> <li>18 64 Ход траверсы РА-56 по куусу.</li> <li>15 Тентеж МПБ-3.</li> <li>18 65 Ход траверсы РА-56 по тентяху.</li> <li>20 Отклонение РБ - правого.</li> <li>19 66 Перепрд давления набина- атмосфера.</li> <li>24 МгНовенный расход топли- ва 1 двитетеля.</li> <li>25 Сбороты ротора НД 1 дв.</li> <li>26 Темперетуре пезов за турбиной 1 дв.</li> <li>27 Положение РУД 2 дв.</li> <li>38 Огол крене ПКП - прав.</li> <li>27 Положение РУД 2 дв.</li> <li>38 Огол крене ПКП - прав.</li> <li>39 Отклонение ПКП - прав.</li> <li>30 Оброты ротора НД 2 дв.</li> <li>31 Обороты ротора НД 3 дв.</li> <li>32 Темперетура газов за турбиной 3 дв.</li> <li>41 Обороты потора НД 3 дв.</li> <li>42 Темперетура газов за турбиной 3 дв.</li> <li>43 Китновенный расход топли- ва 3 двитетеля.</li> <li>44 Обороты ротора НД 3 дв.</li> <li>45 Темперетура газов за турбиной 3 дв.</li> <li>46 Угланаерсира газов за турбиной 3 дв.</li> <li>46 Угланаерсира газов за турбиной 3 дв.</li> <li>46 Угланаерсира газов за турбиной 3 дв.</li> <li>46 Угланаерско топли- а за</li> </ul>		T2	Officious PR reports	14	63	код треверсы РА-56 по коену.	4.
14         Курс геромагнитный.         17         18         17           15         Тенгеж МГВ-3.         17         18         65         Ход треверсы РА-56 по тенгежу.           22         Сткловение FB - превого.         19         66         Перепад даяления небина- атмосбера.           23         Положение FB - превого.         19         66         Перепад даяления небина- атмосбера.           24         Мгновенный расход топли- ва 1 даятетеля.         21         74         Отклонение левого элерон- интерцептора.           25         Собороты рогора НД 1 дв.         22         75         Отклонение пев.элерон- интерцептора.           27         Положение РУД 2 дв.         24         76         Напряжение сети + 278           36         Угол крене ПКП - прав.         27         Табилы терировски УКР-4           37         Положение РУД 3 дв.         28           40         Мгновенный ресхол топли- ва 3 двитетеля.         28           41         Обороты рогоре НД 3 дв.         30.           42         Темперетуре газов за туробной 3 дв.         31           45         Темперетуре газов за туробной 3 дв.         32           46         Уголея, корорт, инене         32		13	YFOR KDEWS HER MEBOTO	10	64	Ход траверсы РА-56 по	4
<ul> <li>15 Тентеж МР-3.</li> <li>12 Отклонение РВ - превого.</li> <li>19 66 Перепад деления квоина- атмобера.</li> <li>20 Отклонение РВ - превого.</li> <li>19 66 Перепад деления квоина- атмобера.</li> <li>21 Положение РУД 1 двитате- ия</li> <li>24 Митновенный ресход топли- ве 2 двитетеля.</li> <li>25 Обороты ротора НД 1 дв.</li> <li>26 Темперетуре тезов зе туройной 1 дв.</li> <li>27 Положение РУД 2 дв.</li> <li>38 Угол крене ПКП - прев.</li> <li>36 Обороты ротора НД 2 дв.</li> <li>37 Положение РУД 3 дв.</li> <li>38 Угол крене ПКП - прев.</li> <li>38 Угол крене ПКП - прев.</li> <li>40 Митновенный ресход топли- ве 3 двитетеля.</li> <li>41 Обороты ротора НД 3 дв.</li> <li>42 Темперетуре тезов зе туройной 2 дв.</li> <li>43 Канение ПКП - прев.</li> <li>44 Голожение РУД 3 дв.</li> <li>45 Темперетуре тезов зе туройной 2 дв.</li> <li>46 Углавая сколорать и насколе туройной 2 дв.</li> <li>46 Углавая сколорать инае за</li> <li>46 Углавая сколорать и требля кза-63 туройной 2 дв.</li> <li>46 Углавая сколорать инае за</li> <li>46 Углавая сколорать инае за</li> <li>46 Углавая сколорать и требля кза-63 то перегрузке</li> </ul>		T4	Kype peperenuation	10		Rypcy.	
22         Стялонение РВ - превого.         19         66         Перепад давления небине- атмосбера.           23         Положение РУД I двигете- ля         20         67         Код штоке МЭТ В кенале тенгажа.           24         Миновенный расход топли.         21         67         Код штоке МЭТ В кенале тенгажа.           25         Оборотн ротора НД I дв.         22         75         Отклонение прев. элерон- интерцентора.           26         Темпереутре тезов за турбиной I дв.         22         76         Непрвение от и + 278           34         Миновенный расход топли- ва 2 двигетеля.         24         76         Непрвение от и + 278           35         Оборотн роторе НД 2 дв.         26         77         Сумме рыми остеток топлива ва 2 двигетеля.           35         Оборотн роторе НД 2 дв.         26         77         Табилиа терировчи УКР-4 гали и различных сочетаниях на сочетаниях на китерцентора.           36         Угол крене ПКП - прав.         27         77         Табилиа терировчи КЗ-63 виссте           37         Положение РУД 3 дв.         28         Терировочный график КЗ-63           41         Обороть роторе НД 3 дв.         30         Тарировочный график КЗ-63           42         Темперетура газов за туройной 2 дв.         32         32           45<		15 I	Teures MTR_3	TP	65	Ход траверсы РА-56 по	4
<ul> <li>Сонложение РУД I двигате- ля</li> <li>Сонложение РУД I двигате- ля</li> <li>Сонложение РУД I двигате- ля</li> <li>Сонложение РУД I двигате- ля</li> <li>Сонложение РУД I двигате- ва I двигателя.</li> <li>Сонложение РУД I дв.</li> <li>Сонложение РУД I дв.</li> <li>Сонложение РУД I дв.</li> <li>Темперетуре газов за туройной I дв.</li> <li>Темперетуре таки вреход топли- ва 2 двигателя.</li> <li>Сонложение РУД I дв.</li> <li></li></ul>		22	OTRIOUSURE PR - TOTADOTO	TO	00	Tahraxy.	
я инновенный расход топин- 24 Миновенный расход топин- 25 Обороть ротора НД I дв. 22 26 76 Положение РУД 2 IB. 25 Обороть ротора НД 2 IB. 27 Положение РУД 2 IB. 26 76 Суммерный остатот топина- 27 Положение РУД 2 IB. 26 76 Суммерный остатот топина 26 77 Суммерный остатот топина 27 Суммерный остатот топина 25 76 Сермение РУД 2 IB. 26 76 Сермение РУД 2 IB. 26 76 Сермение РУД 2 IB. 26 77 Суммерный остатот топина 25 0бороть ротора НД 2 лв. 26 77 Суммерный остатот топина 25 77 Сермерный остатот топина 25 77 Суммерный остатот топина 25 77 Сермерная Каз-63 10 Казана 26 77 Сермерная Сала 26 77 Сермерная Сала 277 Сермерная Сермерная 277 Сермерная Сермерная 277 Гарировочный график Каз-63 10 Нерегрузке 10 Сермерная 278 10 Казана 278 10 Сермерная 28 10 Сермерная 29 10 Сермерная 278 10 Сермерная 258 10 С		23	Поножение РУЛ Т приложо	20	00	атмосйера.	4
<ul> <li>24 Миновенный ресход топли- ва I двитателя.</li> <li>25 Сбороты рогора НД I дв.</li> <li>26 Темперетуре тевов за 27 Темперетуре тевов за 27 Положение РУД 2 дв.</li> <li>27 Положение РУД 2 дв.</li> <li>35 Сбороты рогора НД 2 дв.</li> <li>35 Сбороты рогора НД 2 дв.</li> <li>35 Сбороты рогора НД 2 дв.</li> <li>36 Угол крене НКП - прав.</li> <li>37 Положение РУД 3 дв.</li> <li>38 Игновенный ресход топли- ве Зарытателя.</li> <li>40 Миновенный ресход топли- ве Софорты рогора НД 3 дв.</li> <li>41 Сбороты рогора НД 3 дв.</li> <li>42 Темперетура тавов за туройной 2 дв.</li> <li>44 Голожение РУД 3 дв.</li> <li>45 Темперетура тавов за туройной 2 дв.</li> <li>46 Углава скорость пиене 33 Положение РУД 2 дв.</li> <li>46 Углава скорость пиене 33 Положение РУД 3 дв.</li> <li>46 Углава скорость пиене 34 Положение РУД 3 дв.</li> </ul>		~0	ля	RU	67	Ход штока МЭТ в канале	45
<ul> <li>25 Обороты ротора НД I д.в. 22 Интерцентора.</li> <li>27 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>29 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>20 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>21 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>23 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>24 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>25 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>26 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>27 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>28 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>29 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>20 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>20 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>21 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>23 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>24 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>29 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>20 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>20 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>23 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>24 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>25 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>26 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>27 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>28 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>29 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>29 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>20 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>27 Темперетура газов за службиной Т.да.</li> <li>28 Темперетира темперетира темперетира темперетира темперетира темперет</li></ul>		24	Мгновенный расход топли- ва I двигателя.	21	74	тенгажа. Отклонение девого элерон-	46
28 Темперетуре гезов зе турбиной I дв. 29 Положение РУД 2 дв. 34 Миновенный расход топли- ва 2 двитетеля. 35 Соороты рогоре НД 2 дв. 36 Угол крене ПКП - прав. 37 Положение РУД 3 дв. 38 Угол крене ПКП - прав. 41 Обороты рогоре НД 3 дв. 41 Обороты рогоре НД 3 дв. 42 Темперетуре гезов зе 45 Темперетуре гезов зе 39 Тролкарства по скоросты по скоросты График КЗ-63 по перегрузке 45 Темперетуре гезов зе 39 Тролкарства по скорость и силия - 29 Терировочный график КЗ-63 по перегрузке		25	Обороты ротора НД I дв.	22	-	интерцептора.	
<ul> <li>27 Положение РУД 2 цв.</li> <li>33 Миновенный расход топли- ве 2 двигетеля.</li> <li>35 Одороты роторе НД 2 дв.</li> <li>36 Угол крене ПКП - прав.</li> <li>37 Положение РУД 3 дв.</li> <li>38 Литноженный расход топли- ве 3 двигетеля.</li> <li>40 Митновенный расход топли- ве 3 двигетеля.</li> <li>41 Одороты роторе НД 3 дв.</li> <li>42 Темперетуре тазов за туройной 2 дв.</li> <li>43 Темперетуре газов за туройной 2 дв.</li> <li>44 Голава систорать прав.</li> <li>45 Темперетуре газов за туройной 2 дв.</li> <li>46 Уголева систорать праве.</li> <li>47 Пеложение РУД 3 дв.</li> <li>48 Сорота</li> <li>49 Сорота Сарабора в сорота</li> <li>40 Патеретуре газов за туройной 2 дв.</li> <li>41 Одороть роторе НД 3 дв.</li> <li>45 Темперетуре газов за туройной 2 дв.</li> <li>46 Уголова систорать праве за</li> </ul>	-	26	Температура газов за турбиной I дв.	23	75	Отклонение прав.элерон- интерцептора.	47
<ul> <li>34 Митновенный ресход топли- ве 2 двигетеля.</li> <li>35 Обороты роторе НД 2 дв.</li> <li>36 Угол крене ПКП - прав.</li> <li>37 Положение РУД 3 дв.</li> <li>38 Митновенный ресход топли- е 40 Митновенный ресход топли- ч Обороты роторе НД 3 дв.</li> <li>41 Обороты роторе НД 3 дв.</li> <li>42 Темперетура тазов за турбиной 3 дв.</li> <li>45 Темперетура газов за турбиной 2 дв.</li> <li>46 Угол крене газов за турбиной 2 дв.</li> <li>46 Угол корость инеце</li> <li>47 Сумме Вены Сотеток топли- ве стурбиной 2 дв.</li> <li>46 Угол крене газов за турбиной 2 дв.</li> <li>46 Угол корость инеце</li> <li>47 Сумме Вены Сотеток топли- ве стурбиной 2 дв.</li> <li>46 Угол корость инеце</li> <li>46 Угол корость инеце</li> <li>47 Сумме Вены Сотеток топли- ве стурбиной 2 дв.</li> <li>46 Угол корость инеце</li> <li>46 Угол корость инеце</li> <li>47 Сумме Вены Сотеток топли- турбиной 2 дв.</li> <li>48 Става Соторость инеце</li> <li>49 Става Соторость инеце</li> <li>49 Става Соторость инеце</li> <li>40 Соторость и соторость инеце</li> <li>41 Соторость и соторость инеце</li> <li>42 Става Соторость инеце</li> <li>43 Става Соторость инеце</li> <li>44 Става Соторость инеце</li> <li>44 Става Соторость инеце</li> <li>45 Става Соторость инеце</li> <li>46 Уголова Соторость инеце</li> <li>46 Става Соторость инеце</li> <li>47 Става Соторость инеце</li> <li>48 Става Соторость инеце</li> <li>49 Става Соторость инеце</li> </ul>		27	Положение РУД 2 дв.	24	76	Напряжение сети + 278	48
<ul> <li>Ва 2 двигетеля.</li> <li>35 Обороты рогора НД 2 дв. 26 100,413 таридовки УЛА-4</li> <li>35 Обороты рогора НД 2 дв. 26 13,44 резоличия гоочетаниях 43,44 резоличия гоочетаниях 43,44 резоличия гоочетаниях 43,44 резоличия график КЗ-63</li> <li>37 Положение РУД 3 дв. 28 Таридовочный график КЗ-63 высоте</li> <li>41 Обороты рогора НД 3 дв. 30. Таридовочный график КЗ-63 но скоростя</li> <li>41 Обороты рогора НД 3 дв. 30. Таридовочный график КЗ-63</li> <li>42 Темперетура газов за туройной 2 дв. 32</li> <li>45 Темперетура газов за туройной 2 дв. 32</li> </ul>		34	Мгновенный расход тоили-	05	DC TC	CYMMS DHUN OCTSTOK TOULNBS	49
а 36 Угол крена IKI – прав. 27 37 Положение РУД 3 дв. 28 40 Мгновенный ресход топля- ва 3 двигателя. 41 Обороти рогора НД 3 дв. 30. 7 Температура газов за 45 Температура газов за 45 Температура газов за 45 Температура газов за 46 Уголавя скорость инене 46 Углавя скорость инене 46 Углавя скорость инене 47 Положение РУД 3 дв. 28 18 Лависта 48 Лависта 49 Парировочный график КЗ-63 10 Перегрузке 31 Положение РУД 3 дв. 30. 19 Лависта 49 Лависта 40 Лависта	-	35	ва 2 двигателя. Обороты ротора НД 2 дв.	25	17,21	при различных сочетаниях разовых коланд на вхоле.	5
<ul> <li>1 соложение РУД 3 дв. 28</li> <li>41 Обороти роторе ИД 3 дв. 29</li> <li>42 Темперетура тазов за туройной 3 дв.</li> <li>45 Темперетуре тазов за туройной 2 дв.</li> <li>46 УГЛОВая скорость инене</li> <li>33</li> </ul>		36	Угол крена ШКП - прав.	27		Тарировочный график КЗ-63	5
<ul> <li>40 митновенный ресхол топли.</li> <li>41 Обороты ротора НД 3 дв.</li> <li>42 Температура газов за ч туройной 3 дв.</li> <li>45 Температура газов за туройной 2 дв.</li> <li>46 Угловая систорать управа</li> </ul>		37	положение РУД 3 дв.	28		BECOTS	
<ul> <li>41 Обороти роторе НД 3 дв. 30.</li> <li>Температура тазов за туройной 3 дв.</li> <li>45 Температура газов за туройной 2 дв.</li> <li>45 Температура газов за туройной 2 дв.</li> <li>46 Угловая скороть инене 46 Угловая скороть инене 33</li> </ul>	-	40	Мгновенный ресход топли- ва 3 двигателя.	29		Тарировочный график КЗ-63 по скорости	53
4 42 Temme parype rasos se 45 Temme parype rasos se 45 Temme parype rasos se 45 Temme parype rasos se 45 Temme parype rasos se 46 J/Tuñasa (Koncort, wnews) se		4I	Обороты ротора НД 3 дв.	30.		Тарировочный график КЗ-63	53
45 Тампература газов за турбиной 2 дв. 46 Угловая окорость крана за за за за за за за за за за за за за з		42	Температура газов за турбиной 3 дв.	ЗI		по перегрузке	
46 YEADBAR CRODOCTE KDAHA 33		45	Температура газов за турбиной 2 дв.	32			
i instant inspecto ipona. Oo		46	Угловая скорость крена.	33			
2	6						

Rys. 12. Wykaz kart z dokumentu skalowania nadajników systemu $\operatorname{MSRP}$ 

Tabela 1	1.	Parametry	analogowe
----------	----	-----------	-----------

Lp.	Parametr	Zak pomia	res trowy	Jedn. miarv	Typ nadajnika	Mnemonik
		od	do	mary	nadajiina	
1	Temperatura	-60	+80	°C	P-5	TEMPOTOCZ
	zatrzymanych strug					
	powietrza (otoczenia)					
2	Wysokość	-250	13000	m	DWBP-13	WYSBAR
	barometryczna					
3	Wysokość rzeczywista	0	750	m	RW-5MD1	WYSRADIO
4	Prędkość przyrządowa	80	800	km/h	DAS	VPRZ
5	Bieżący kąt natarcia	-9	+45	deg	DUA-9R	BIKATNAT

6	Przeciążenie	-1,5	1,5	g	MP-95	PRZECPOPRZ
<u> </u>	poprzeczne	~		ļ		DDZDCDION
7	Przeciążenie pionowe	-2	+5	g	MP-95	PRZECPION
8	Kąt wychylenia lewego steru wysokości	-25	+20	deg	MU-615A	STERWYSL
9	Kąt przechylenia z lewego PKP	-82,5	+82,5	deg	PKP-1	PRZECHYL
10	Kurs żyromagnetyczny	0	360	deg	TKS-P2	KURSMAGN
11	Kąt pochylenia z MGW nr 3	-83	83	deg	MGW-1SK	POCHYLENIE
12	Kąt wychylenia prawe- go steru wysokości	-25	+25	deg	MU-615A	STERWYSP
13	Położenie DSS silnika nr 1	-33	70	deg	MU-615A	S1DSS
14	Wibracja tylnej podpory silnika nr 1	0	100	%	IW-50P-A-3	WIBRS1
15	Obroty SNC silnika nr 1	0	110	%	DTE-6T	OBRSNCS1
16	Temperatura gazów silnika nr 1	0	1200	°C	2IA-7A	TEMPGS1
17	Położenie DSS silnika nr 2	0	70	deg	MU-615A	S2DSS
18	Wibracja tylnej podpory silnika nr 2	0	100	%	IW-50P-A-3	WIBRS2
19	Obroty SNC silnika nr 2	0	110	%	DTE-6T	OBRSNCS2
20	Temperatura gazów silnika nr 2	0	1200	°C	UT-7A	TEMPGS2
21	Kąt przechylenia prawego PKP	-82,5	+82,5	deg	PKP-1	PKPPRZECH
22	Położenie DSS silnika nr 3	-33	70	deg	MU-615A	S3DSS
23	Wibracja tylnej podpory silnika nr 3	0	100	%	IW-50P-A-3	WIBRS3
24	Obroty SNC silnika nr 3	0	110	%	DTE-6T	OBRSNCS3
25	Temperatura gazów silnika nr 3	0	1200	°C	2IA-7A	TEMPGS3
26	Prędkość kątowa przechylenia	-18	+18	$\rm deg/s$	DUSU1-18AS	VKATPRZECH
27	Kąt obrotu wolantu	-125	+125	deg	MU-615A	OBRWOLANT
28	Odchylenie lewego pedału lewego pilota	-120	+120	mm	MU-615A	PEDALYL
26 27 28	silnika nr 3 Prędkość kątowa przechylenia Kąt obrotu wolantu Odchylenie lewego pedału lewego pilota	-18 -125 -120	+1200 $+18$ $+125$ $+120$	deg/s deg mm	DUSU1-18AS MU-615A MU-615A	VKATPR' OBRWOI PEDAI

29	Kąt pochylenia	$-13^{\circ}50'$	$+7^{\circ}40'$	deg	MU-615A	KOLWOLANT
	kolumny sterowej					
30	Kąt wychylenia prawej	-20	+20	deg	MU-615A	LOTKAP
	lotki					
31	Kąt wychylenia steru	-25	+25	deg	MU-615A	STERKIER
	kierunku					
32	Kąt ustawienia	0	-5,5	deg	MU-615A	STATECZPOZ
	stabilizatora					
33	Kąt wychylenia klap	0	45	deg	MKW-42A	POZKLAP
34	Wysunięcie trzonu RA	-35	+35	mm	MU-615A	AUTPRZECH
	przechylenia					
35	Wysunięcie trzonu RA	-35	+35	mm	MU-615A	AUTKIER
	kierunku					
36	Wysunięcie trzonu RA	-35	+35	$\mathbf{m}\mathbf{m}$	MU-615A	AUTPOCHYL
	pochylenia					
37	Nadciśnienie w kabinie	-0,1	+0,85	$\rm kg/cm^2$	DDiP	NADCISN
38	Wysunięcie trzonu	-27	+18	mm	MU-615A	TRYMER
	MET (kanału					
	pochylenia)					
39	Wychylenie lewej	0	45	deg	MU-615A	INTLOTKAL
	lotki-interceptora					
40	Wychylenie prawej	0	45	deg	MU-615A	INTLOTKAP
	lotki-interceptora					
41	Napięcie w sieci 27 V	0	35	V	tabl. AZS	TABPL27V
42	Sumaryczna	0	35	t	SUIT4-1T	POZOSTPAL
	pozostałość paliwa					

# Tabela 2. Parametry dyskretne

Lp.	Parametr	Uwagi	Mnemonik
1	Włączenie automatycznej stabi-	Sygnał z ABSU	STABILPODL
	lizacji w kanale podłużnym		
2	Włączenie automatycznej stabi-	Sygnał z ABSU	STABILPOPR
	lizacji w kanale poprzecznym		
3	Ustawienie ciśnienia	Sygnał z WBE-SWS na	IPIL760
	$760\mathrm{mmHg}/1013\mathrm{hPa}$	lewej tablicy przyrządów	
4	Pozostałość paliwa $2500  \mathrm{kg}$	Sygnał z SUIT4-1T	PALIWO2500
5	Wypuszczenie slotów	W czasie wypusz-	WYPSLOTOW
		czania/chowania slotów	
		sygnał przerywany	

6	Główne i przednie podwozie	Przy pełnym wypuszcze-	WYPPODW
	w położeniu wypuszczonym	niu wszystkich trzech	
	T P S S S S S S S S S S S S S S S S S S	goleni podwozia	
7	Naciśnięcie przycisku nadawania	Sygnał z SPU-7	RADIO
	radio dowódcy załogi lub		
ĺ	drugiego pilota		
8	Przelot nad markerem	Odbiornik markerów	MARKER
		RPM-70 (podtrzymanie	
		sygnału DRL 12-14s,	
		BRL 3-4s)	
	Svgnalizacja "NIE GOTÓW DO	, , , , , , , , , , , , , , , , , , ,	
	STARTU"		
	Odchylenie od zadanego poziomu	Sygnał z WBE-SWS na	
	$lotu > 150 \mathrm{m}$	lewej tablicy przyrządów	
9	Wysoka wibracja silników	Nadajnik IW-50P-A-3 -	PODWWIBR
	(podpory silnika)	silnik nr 1, 2, $3$	
10	Spadek ciśnienia oleju	Nadajnik MSTW-2,2 –	SPADCISNOL
	w silnikach	silnik nr 1, 2, 3	
11	Opiłki w oleju silników	Filtr – sygnalizator opił-	OPILKI
		ków – silnik nr 1, 2, $3$	
12	Wysoka temperatura gazów	Nadajnik 2IA-7A przy	TEMPSILN
	wylotowych silników 1, 2, 3	osiągnięciu niebezpiecznej	
		temperatury gazów	
		670 °C przez jeden	
		z trzech silników	
13	Niesprawność silnika nr 1	Przy wystąpieniu	S1NIESPR
		jednego z sygnałów:	
		• wysoka wibracja	
14	Niesprawność silnika nr 2	$\bullet$ spadek ciśnienia oleju	S2NIESPR
		• opiłki w oleju	
		$\bullet$ wysoka temperatura	
15	Niesprawność silnika nr 3	gazów wylotowych	S3NIESPR
		• pożar w przedziale	
		silnika	
16	Pożar w przedziale silników	Sygnał z systemu sygnali-	POZARSILN
		zacji pożaru SSP-2A	
17	Dym w przedziałach bagażników	Sygnalizator DS-3M2 po-	DYMWBAGAZN
		żaru lub dymu w przedzia-	
		łach bagażnika	
18	Sygnalizacja oblodzenia	Sygnalizator SO-121WM	OBLWNAPLAT
	płatowca lub silników		
19	Włączenie instalacji	Sygnał z mechanizmu	POBLSLOTY
	przeciwoblodzeniowej slotów	programowego PMK-21	

20	Osiągnięcie wysokości decyzji	Sygnał z RW nr 1 i nr 2	WYSDECYZJI
21	Spadek ciśnienia w instalacji	Sygnalizator MST-100 –	PH1VZBLIZ
	hydraulicznej nr 1	poniżej $100  \mathrm{kg/cm^2}$	
	Niebezpieczna prędkość	Sygnał z TAWS	
	zbliżania do ziemi		
22	Spadek ciśnienia w instalacji	Sygnalizator MST-100 -	PH2
	hydraulicznej nr 2	poniżej $100  \mathrm{kg/cm^2}$	
23	Spadek ciśnienia w instalacji	Sygnalizator MST-100 -	PH3
	hydraulicznej nr 3	poniżej $100  \mathrm{kg/cm^2}$	
24	Komenda: steruj pochyleniem,	Sygnał z ABSU	STEROWANIE
	steruj przechyleniem, steruj		
	ciągiem lub sygnalizacja		
	granicznego odejścia od kursu		
25	Włączenie automatu ciągu	Sygnał z ABSU	AUTCIAGU
26	Sprawność RW nr 1	Sygnał z RW nr 1	SPRRW5NR1
27	Sprawność RW nr 2	Sygnał z RW nr 2	SPRRW5NR2
28	Sygnalizacja granicznego	Sygnał z ABSU	ODSCIEZKI
	odejścia od ścieżki		
	Ręczne sterowanie rozchodem	Sygnał z SUIT4-1T –	
	paliwa	przełączenie przełącznika	
		rodzaju pracy z	
		AUTOMAT na RECZNE	
29	Przełączenie zasilania lewej szy-		NPKL1SIEC3
	ny NPK lewej sieci 1 na sieć nr 3		
30	Napięcie 36 V na szynie	Awaryjne zasilanie 36 V	SZYNAWA36V
	przetwornicy PTS-250 nr 2	przez przetwornicę	
		PTS-250	
31	Włączenie trybu "podejście"	Sygnał z ABSU	PODEJSCIE
32	Włączenie trybu "ścieżka	Sygnał z ABSU	SCIEZKA
	zniżania"		
33	Włączenie trybu "odejście"	Sygnał z ABSU	ODEJSCIE
34	Włączenie instalacji przeciw-		POBLPLAT
	oblodzeniowej skrzydła		
	i usterzenia		
35	Napięcie 27 V na lewej tablicy	Napięcie z lewej tablicy	TABLAZS27V
	AZS	podawane przez dzielnik	
		napięcia	
36	Brak kontroli sztucznych	Sygnał z bloku BKK	AGBEZKONTR
	horyzontów		0110011110C
37	Graniczny kąt natarcia lub	Sygnał z AUASP-12	SYGNAUASP
	dopuszczalne przeciążenie	WRI-2, kąt natarcia wg	
	pionowe	algorytmu, przec. pionowe	
		$> 1, 8 \mathrm{g}$	

38	Graniczna predkość	Osiagniecie przez	SYGNDUZAV
	T. C	samolot maksymalnei	
		predkości przyrzadowej	
39	Graniczne przechylenie	$> \pm 33^{\circ}$ podczas lotu	DUZEPRZECH
00	Citamozno przeciły iemie	$> \pm 15^{\circ}$ podczas ladowa-	DOLLIN
		nia	
40	Usterka pionu żvroskopowego	blok BKK	USTERMGW1
10	MGW nr 1	SIGN DITT	0011100001
41	Właczenie instalacji	AZS na tabl. inżyniera	POBLWNA
	przeciwoblodzeniowej silników		
42	Właczenie ogrzewania OCP	AZS na tabl. inżyniera	POBLPPDL
	dowódcy załogi pilota		
43	Pożar w przedziale silnika	System sygnalizacji	POZARWSU
	rozruchowego	pożaru SSP-2A	
	Wysoka temperatura w tylnym	Sygnalizator temperatury	
	przedziale technicznym	5747T	
44	Uruchomienie silnika	Przycisk "ROZRUCH"	STARTWSU
	rozruchowego		
	Przepełnienie zbiornika	Wyłącznik krańcowy	
	przedniej toalety	D-713	
45	Otwarcie zamków interceptorów	Wyłączniki krańcowe	INTERCSR
	środkowych	w mechanizmach RP-59	
46	Otwarcie zamków interceptorów	Wyłączniki krańcowe	INTERCWEW
	wewnętrznych	w siłownikach	
47	Gotowość sztucznego horyzontu	Blok BKK-18	SPRHORP
L	prawego		
48	Gotowość sztucznego horyzontu	Blok BKK-18	SPRHORL
	lewego		
49	Napięcie $36$ V na szynie PTS- $250$	Awaryjne zasilanie 36V	LSIEC36V
	nr 1	przez przetwornicę	
		PTS-250	
50	Przełączenie szyn NPK z prawej	Układ komutacyjny	NPKP1SIEC3
	sieci nr $3$ na lewą sieć nr $1$		
51	Napięcie 36 V na szynie prawej	Sygnalizator napięcia	SIECPR36V
		SNP-1	
52	Odłączenie prądnicy nr 1 od sieci	Sygnał z bloku	G1NIESPR
		BZU-376SB nr 1	0.0017-0
53	Odłączenie prądnicy nr 2 od sieci	Sygnał z bloku	G2N1ESPR
L		BZU-376SB nr 2	CONTROLE
54	Odłączenie prądnicy nr 3 od sieci	Sygnał z bloku	G3NIESPR
	<b>x</b>	BZU-376SB nr 3	0110111
55	Integralna sygnalizacja świetlna	ABSU	SYGNINTEGR
	(ISO)		

Dokładność i rozdzielczość poszczególnych parametrów lotu jest uzależniona od wielu czynników. Analizując zakresy pomiarowe poszczególnych czujników oraz biorąc pod uwagę dysponowanie tylko 8-bitowym słowem do zapisu ich wartości, stwierdzić można wielokrotnie, że rozdzielczość rejestrowanych parametrów nie jest najlepsza i może stanowić pewien problem w interpretacji otrzymanego odczytu. Należy dodać, że wykorzystane przez producenta samolotu poszczególne nadajniki mają też swoje charakterystyki i inną dokładność w procesie przetwarzania wielkości fizycznych na proporcjonalne sygnały napięciowe. Przykładem jest tu rejestracja wysokości barometrycznej, której zakres nadajnika DWBP-13 wynosi od -250 do 13000 m, zaś 8-bitowe słowo daje możliwość zapisania 256 stanów sygnału doprowadzonego do systemu MSRP. Stosując przeliczenie proporcjonalne, uzyskujemy informację, że 1 bit = 51 m, zaś uwzględniając charakterystykę skalowania otrzymaną od producenta, że 1 bit = 62 m. Dlatego, odczytując zapis wysokości barometrycznej na wykresach samolotu Tu-154M, będziemy obserwowali skokowe zmiany wysokości (o 62 m) w obszarach, gdzie samolot wznosił się lub opadał.

#### 3.8. Dane z urządzenia TAWS

Samolot Tu-154M numer boczny 101 zgodnie z wymaganiami przepisów międzynarodowych wyposażony był w system ostrzegania o niebezpiecznym zbliżaniu się do ziemi, znany jako TAWS. Urządzenie TAWS produkcji firmy Universal Avionics SC zostało odnalezione we wraku samolotu. TAWS nie jest rejestratorem, ale producent wprowadził do niego funkcjonalność, która pozwoliła na odzyskanie istotnych informacji o jego działaniu na pokładzie samolotu. Pamięć urządzenia TAWS została odczytana w laboratoriach producenta.

Time (UTC)	Event #	Event	Notes
05:27:11	33	TAKEOFF	Ground-to-air transition. The recorded origin airport was EPWA.
06:40:03	34	ALERT ROC_CAUTION	FLTA (Forward Looking Terrain Alert) Caution alert event
06:40:29	35	ALERT ROC_CAUTION	FLTA (Forward Looking Terrain Alert) Caution alert event
06:40:36	36	ALERT ROC_WARNING	FLTA (Forward Looking Terrain Alert) Warning alert event recorded
06:40:43	37	ALERT ROC_WARNING	FLTA (Forward Looking Terrain Alert) Warning alert event
06:40:59	38	LANDING	Air-to-ground transition

Table 3-3 Timeline of Events 33 through 38

Rys. 13. Wykaz ostrzeżeń i zdarzeń systemu TAWS dla lotu 10.04.2010 r.

Odczyt potwierdził, że 10.04.2010 r. podczas podejścia do lądownia załoga samolotu Tu-154M była 4-krotnie ostrzegana o niebezpiecznej sytuacji i możliwości zderzenia się z ziemią.

Do każdego zdarzenia zapisanego w pamięci TAWS zarejestrowane zostały jeszcze dodatkowe informacje, które pozwoliły na ocenę poprawności ostrzeżeń wygenerowanych przez urządzenie. Informacje te oprócz czasu ich wystąpienia zawierały takie dane, jak:

- współrzędne geograficzne,
- barometryczną wysokość lotu,
- radiową wysokość lotu,
- prędkość opadania,
- prędkość zbliżania się do ziemi,
- prędkość podróżną i przyrządową,
- inne informacje obliczone dla zaistniałej sytuacji.

Event # 34				
Parameter	Value	Notes		
Alert Time (H:M:S)	06:40:03			
Alert	ROC_CAUTION			
Alerts	0x00002000	The only active alert is ROC_CAUTION		
Present Position Latitude	54.826754 deg			
Present Position Longitude	32.125595 deg			
Airplane Altitude	1080.053887 ft			
Baro Altitude	1080.000000 ft			
Radio Altitude	1159.312500 ft			
Sink Rate	-1440.873006 ft/min			
Closure Rate	-398.302534 ft/min			
Groundspeed	177.750000 kts			
True Airspeed	161.687500 kts			
Indicated Airspeed	160.812500 kts			
Maneuver Distance	36.913326 ft	Verified correct for current sink rate		
Pilot Reaction Distance	48.029102 ft	Verified correct for current sink rate		
Track Rate	0.067435 deg/sec	TAWS was using the straight alert envelope		
Terr Conflict Latitude	54.825680 deg	Verified correct for the current position,		
Terr Conflict Longitude	32.099149 deg	altitude, track, groundspeed, EPU, ROC,		
Terr Conflict Elevation	754.593200 ft	maneuver distance, pilot reaction distance, and terrain database		

Rys. 14. Przykładowe dane urządzenia TAWS dla ostrzeżenia numer#34

Dane z pamięci TAWS zostały wykorzystane przez Komisję do analizy lotu i działania załogi.

# 3.9. Dane z systemu FMS

Samolot Tu-154M numer boczny 101 był również wyposażony w nowoczesny system zarządzania lotem FMS, wyprodukowany przez firmę Universal Avionics SC. Na samolocie były zabudowane dwa komplety sytemu FMS. FMS był wykorzystywany przez załogę samolotu do realizacji zadań nawigacyjnych w czasie lotów oraz przy współpracy z systemem ABSU do realizacji lotu w trybie automatycznym w płaszczyźnie poziomej. Do laboratorium UA SC dostarczono dwa bloki urządzeń FMS (UNS-1D). Ze względu na poważne uszkodzenia jednego z bloków, odzyskano tylko dane z FMS-a używanego przez drugiego pilota. W pamięci FMS-a zapamiętany został stan systemu w momencie zaniku zasilania. Na podstawie analizy danych z anten GPS podłączonych do systemu FMS Komisja stwierdziła, że miejsce zaniku zasilania pokrywało się z miejscem zderzenia samolotu z ziemią. Komisja uzyskała też na podstawie analizy danych z FMS informację o wprowadzonej trasie lotu, użytych niewłaściwie przez załogę współrzędnych w układzie SK42 (mapy FMS używają WGS82) oraz potwierdzenie, że dowódca samolotu, niezgodnie z przepisami wykonywania lotów IFR, przestawił swój wysokościomierz barometryczny na ciśnienie standardowe.

# 3.10. Synchronizacja czasów rejestratorów pokładowych i urządzenia TAWS

System rejestracji MSRP wykorzystuje do odmierzania czasu lotu specjalny blok, gdzie aktualny czas wprowadzony jest przed lotem przez obsługę lub załogę samolotu. Czas lotu jest bezpośrednio zapisywany na czwartej ścieżce rejestratora rozmów MARS-BM (co 0,5 s) oraz, ze względu na przyjęty sposób kodowania, z opóźnieniem rejestrowany w systemach MSRP i ATM-QAR. Informacja o czasie w rejestratorach MSRP i ATM-QAR zapisywana jest co 5 s i zawiera tylko informacje o godzinach i minutach.

Urządzenie TAWS podłączone do systemu FMS oraz do anten satelitarnych GPS zapisuje czas z dokładnością do 1 s.

Opóźnienie zapisu systemu MSRP w stosunku do MARS-BM można określić, wykorzystując moment wystąpienia zjawisk charakterystycznych zapisywanych w obydwu rejestratorach, np.:

- prowadzona przez załogę korespondencja radiowa i rejestracja przycisku nadawania radio,
- sygnalizacja dźwiękowa przelotu nad markerem i zapis dyskretny sygnału markera,
- odgłos zderzenia z przeszkodą i gwałtowna zmiana w zapisie przeciążeń,
- ostrzeżenia dźwiękowe TAWS i zapis sygnalizacji TAWS jako sygnału dyskretnego oraz odczyt pamięci TAWS i czasy wystąpienia alarmów.

Wykorzystując powyżej przedstawione metody, Komisja ustaliła moment zderzenia z przeszkodą. Zgodnie z zapisem MSRP uderzenie w brzozę rejestro-



Rys. 15. Schemat zapisu informacji TAWS w rejestratorach Tu-154M

Tabela 3. Sygnalizacja TAWS i jej rejestracja w MSRP oraz MARS-BM

TAWS	MSRP-64	MARS
08:40:03	08:40:06	08:40:09.5
08:40:29	08:40:31.5	08:40:35.5
08:40:36	PH1VZBLIZ ciągły	08:40:42
08:40:43	PH1VZBLIZ ciągły	alarm ciągły



Rys. 16. Zależność czasów MSRP i MARS-BM oraz moment zderzenia z brzozą

wane jest o godz. 08:40:59,375 czasu MSRP, zaś na podstawie analizy zapisu dźwięku w kabinie samolotu odgłos uderzenia wystąpił o godz. 08:41:02,8 czasu MARS-BM. Na tej podstawie ustalono, że czas MSRP jest opóźniony o 3,425 s w stosunku do czasu MARS-BM. Dla potrzeb raportu z badania wypadku przyjęto do dalszych analiz opóźnienie 3 s. Dodatkowo stwierdzono, że opóźnienie czasu TAWS do systemu MSRP wynosi 3 s. Takie założenia były w pełni wystarczające dla określenia wzajemnych zależności czasowych ze względu na dokładność systemu MSRP, który rejestruje zjawiska z dokładnością do 0,5 s.

## 3.11. Profil terenu i pozycje alarmów TAWS

Ponieważ system MSRP nie posiada rejestracji współrzędnych geograficznych dla trasy lotu samolotu Tu-154M, należało wykorzystać inne obiektywne źródło informacji. Również dokładność rejestracji wysokości barometrycznej nie jest wystarczająca dla odtworzenia toru lotu samolotu. Na podstawie uzyskanych z odczytu TAWS informacji o ostrzeżeniach, Komisja ustaliła trasę lotu samolotu podczas podejścia do lądowania w dniu 10.04.2010 r. Wykorzystując współrzędne geograficzne zapisane przy ostrzeżeniach TAWS, można było wykreślić linię w terenie, wzdłuż której przelatywał samolot i na tej podstawie określić wysokościowy model terenu. Do jego utworzenia można wykorzystać dane z:

- systemów kartograficznych GIS,
- danych Google Earth,
- pomiarów własnych z wykorzystaniem odbiorników GPS.



Rys. 17. Profil terenu wzdłuż podejścia do lądowania samolotu Tu-154M

# 3.12. Profil lotu Tu-154M

Wykorzystując posiadane zapisy pokładowych rejestratorów parametrów lotu, rejestratora rozmów oraz danych z TAWS, można opracować profil lotu samolotu Tu-154M podczas podejścia do lądowania w dniu 10.04.2010 r. Wykorzystując parametry lotu:

- pochylenie samolotu,
- przechylenie samolotu,
- kurs magnetyczny,
- wysokość radiowa,
- prędkość przyrządowa,

oraz pozyskany profil terenu i stosując dalej odpowiednie zależności trygonometryczne, uzyskujemy profil lotu samolotu.



Rys. 18. Profil lotu samolotu Tu-154M

# 3.13. Weryfikacja profilu lotu

Uzyskany na podstawie parametrów lotu i profilu terenu obraz trajektorii lotu samolotu wraz z naniesionymi rozmowami z kabiny można zweryfikować w oparciu o:

- dane z odczytów urządzenia TAWS (prędkość opadania, prędkość zbliżania do ziemi, wysokość lotu, prędkość lotu) w punktach występowania ostrzeżeń,
- ślady terenowe (przycięcia drzew, fragmenty poszycia samolotu w rejonie drzew),
- zapisy radarowe (jeśli są dostępne).



Rys. 19. Ostrzeżenia TAWS naniesione na profil lotu samolotu

Przeprowadzona weryfikacja otrzymanej trajektorii lotu potwierdziła poprawność przyjętej metody obliczeniowej oraz otrzymanych wyników.

#### 3.14. Przyczyna wypadku Tu-154M

Na podstawie przeprowadzonych analiz i badań oraz przy wykorzystaniu stworzonej przez Komisję trajektorii lotu samolotu Tu-154M określono przyczynę wypadku lotniczego pod Smoleńskiem w dniu 10.04.2010 r.

Przyczyną wypadku było zejście poniżej minimalnej wysokości zniżania, przy nadmiernej prędkości opadania, w warunkach atmosferycznych uniemożliwiających wzrokowy kontakt z ziemią i spóźnione rozpoczęcie procedury odejścia na drugi krąg. Doprowadziło to do zderzenia z przeszkodą terenową, oderwania fragmentu lewego skrzydła wraz z lotką, a w konsekwencji do utraty sterowności samolotu i zderzenia z ziemią.

# 4. Podsumowanie

Odtwarzanie trajektorii lotu samolotu na podstawie zapisów urządzeń rejestrujących jest procesem złożonym i wymagającym szerokiej wiedzy lotniczej, informatycznej, a przede wszystkim dużego doświadczenia w procesach odczytów i analiz parametrów lotu. Zagadnienie odtworzenia toru lotu samolotu wraz ze wszystkimi zjawiskami zachodzącymi na pokładzie samolotu jest obarczone również ograniczeniami fizycznymi i metodologicznymi, które są dobrze znane osobom pracującym w komisjach badania wypadków lotniczych. Ograniczenia te nie były omawiane w powyższym referacie. Jednak bardzo ważne jest, aby pamiętać, że tor lotu jest tylko narzędziem pomocniczym przy określeniu przyczyny wypadku i formułowaniu zaleceń profilaktycznych.

## Bibliografia

- 1. Raport końcowy z badania zdarzenia lotniczego nr 192/2010/11 samolotu Tu-154M nr 101 zaistniałego dnia 10 kwietnia 2010 r. w rejonie lotniska Smoleńsk Północny wraz z załącznikami
- Protokół badania zdarzenia lotniczego nr 192/2010/11 wypadku ciężkiego (katastrofy) samolotu Tu-154M numer 101, zaistniałego w 36 specjalnym pułku lotnictwa transportowego z Warszawy, dnia 10 kwietnia 2010 r., w sobotę, o godz. 6:41 UTC, w dzień IFR1 wraz z załącznikami
- 3. Instrukcja obsługi FDS 6.56
- 4. Instrukcja obsługi FDS 8 dla Windows
- 5. Biulletin no 251-062-000 M T<br/>51, ustanowka sistemy aum-219 izmerenija wibracii dwigatelej D-zoku na samolete Tu<br/>-154M  $\,$
- 6. Garmin, G1000 cockpit reference guide for Cessna Nav III
- 7. Garmin, G1000 Integrated Flight Deck Cockpit Reference Guide
- 8. tarirowoczjaye grafiki MSRP-64M-6, KZ-63, Izdelie No90A837
- 9. Bortobaja sistema registracii režimow poleta MSRP-64M-2, rukowodstwo po techniczeskoj ekspluatacji
- 10. Magnetofon pokładowy MARS-BM, Instrukcja obsługi technicznej

### Airplane trajectory reconstruction based on aviation recorders

#### Abstract

One of key elements during aviation accident investigation is reconstruction of critical phase of flight and especially flight profile together with airplane system operations and crew actions taken. Based on this task an assessment of crew actions during the critical situation, his reaction to errors in flight handling or system malfunction may be taken. Results of such an assessment is the base for proposing safety recommendations as the future improvement in flight safety. Airplanes used for passenger transport and, more frequently, light airplanes are equipped in devices which main role on board is recording of flight data, voice data and key for safe flight systems of airplane. Despite existing minimal requirements for recorders, the reconstruction of flight profile based on stored data is not possible in high precision. Very often verification and fill in from other sources like traces on obstacles, witnesses interview or radar plots from navigation services is necessary. In the paper, the authors want to show examples how to reconstruct the flight profile depending from type of recorders and the scope of stored data.

# ANALIZA NUMERYCZNEGO MATERIAŁU BRZOZY W KONTEKŚCIE KATASTROFY LOTU PLF 101 Z DNIA 10.04.2010

MACIEJ LASEK, MACIEJ CON

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej e-mail: m.con@g.pl

W niniejszej pracy przedstawiono wyniki analizy numerycznej materiału brzozy z wykorzystaniem modelu MAT 143, będącym jednym ze standardowych modeli materiałowych dostępnych w bibliotece pakietu LS-DYNA. Obliczenia wykonano na bazie parametrów mechanicznych brzozy dostępnych w literaturze oraz informacji zawartych w dokumencie opisującym zastosowaną metodologię deskrypcji drewna. Dodatkowo przeanalizowano wpływ zmian gęstości brzozy na jej wytrzymałość, jak również zmianę modułów Younga oraz Kirchhoffa. Przeprowadzone analizy pozwoliły na utworzenie nowego opisu materiałowego brzozy, który następnie skonfrontowano z przedłożonym przez prof. W. Biniendę. Otrzymane wyniki wykazały błędy w pracy eksperta Zespołu Parlamentarnego, z których najpoważniejszym było potraktowanie materiału drewna jako idealnie plastycznego, co mogło istotnie wpłynąć na błędne wyniki symulacji zderzenia skrzydła Tu-154M z brzozą.

## 1. Wprowadzenie

Pomimo upływu ponad czterech lat od katastrofy lotu PLF 101 pod Smoleńskiem, wciąż istnieje relatywnie duży odsetek ludzi podważających przyczyny katastrofy podane w raporcie Komisji Badań Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego. Głównym organem przedstawiającym katastrofę smoleńską jako planowane działanie mające na celu pozbawienie życia Prezydenta RP Lecha Kaczyńskiego jest Zespół Parlamentarny ds. Zbadania Przyczyn Katastrofy Tu-154M z 10 kwietnia 2010 roku pod przewodnictwem posła Antoniego Macierewicza (w skrócie nazywany komisją Macierewicza).

Wśród osób negujących fakt, iż była to typowa katastrofa typu CFIT, pojawiło się pojęcie "pancernej brzozy". Przymiotnik pancerna wziął się stąd, iż identyfikujący się z pracami komisji Macierewicza uznają za pewnik niemożliwość zniszczenia konstrukcji skrzydła samolotu przez brzozę. Teza ta została wzmocniona przez serię symulacji przeprowadzonych przez wykładowcę Uniwersytetu w Akron profesora W. Biniendę, który, wykorzystując oprogramowanie do obliczeń zjawisk szybkozmiennych, udowadniał, iż wspomniane drzewo może jedynie doprowadzić do zniszczenia krawędzi natarcia, co nie wpłynęłoby na dalszy lot prezydenckiego samolotu.

Symulacje te spotkały się z krytyką części środowisk naukowych. Szczególnie nieprzychylnie wypowiadano się o zachowaniu modelu drzewa, które uznano za nienaturalne. W tej kwestii głównym adwersarzem eksperta Zespołu Parlamentarnego został profesor Paweł Artymowicz z Uniwersytetu w Toronto, który przyrównał "brzozę Biniendy" do gumy.

W związku z faktem, iż jedyną częścią symulacji W. Biniendy możliwą do cząstkowej weryfikacji są modele materiałowe – ich parametry przedłożono w [1] – w niniejszej pracy skupiono się na odwzorowaniu numerycznym brzozy, bazując na ogólnodostępnych informacjach, a następnie skonfrontowaniu go z materiałem przedłożonym przez W. Biniendę. W tym miejscu należy zaznaczyć, iż model numeryczny drewna przedłożony w [1] nie jest jedynym wykorzystanym przez współpracownika Zespołu Parlamentarnego. W 2011 r. została opublikowana symulacja [3], w której drewno nie było tak plastyczne, jak przedstawione w trakcie I Konferencji Smoleńskiej, przy czym podczas kontaktu ze skrzydłem jego elementy znikały, czego najprawdopodobniejszą przyczyną były błędne ustawienia parametrów erozji.

Przeprowadzone badania nie miały na celu ukazania rzeczywistego studium zderzenia, lecz analizę modeli materiałowych opisujących materiał brzozy.

W związku z powyższym elementu uderzającego nie należy traktować jako niedeformowanego skrzydła. Co więcej, przedłożone badania nie są rzeczywistym odzwierciedleniem zderzenia płata Tu-154M z drzewem. Przeprowadzone obliczenia są jednym z pierwszych etapów przygotowawczych dla pełnej analizy numerycznej katastrofy smoleńskiej, której wyniki przedłożone zostaną w pracy *Modelowanie skutków zderzenia konstrukcji cienkościennej z przeszkodą*.

## 2. Schemat pracy

Badanie numerycznych modeli zostało podzielone na cztery etapy. W pierwszej kolejności przeanalizowano podstawowe parametry brzozy w oparciu o dane z [1] oraz [4] (co pozwoliło na częściową weryfikację danych z [1]). Analiza właściwości zaimplementowanych przez W. Biniendę została przeprowadzona zarówno dla modelu *MAT 143*, jak również liniowego. Znając parametry omawianego drzewa, stworzono model CAD analizy oraz przygotowano dane wejściowe do LD-DYNA. Po zakończeniu obliczeń odczytano i zaprezentowano pełną charakterystykę

#### 3. Parametry i modelowanie numeryczne brzozy

Brzoza, tak jak i pozostałe gatunki drzew, ma budowę anizotropową, co sprawia, że niemożliwe jest stworzenie uogólnionego numerycznego modelu materiałowego dla konkretnego gatunku. Rozbieżności parametrów determinowane są również przez warunki atmosferyczne czy też pory roku, co wpływa na zmianę właściwości mechanicznych.

Na rys. 1 przedstawiono wykres naprężeń od odkształceń z zilustrowanym wpływem zawartości wilgoci na parametry.



Rys. 1. Wpływ zawartości wilgoci na zależność naprężeń od odkształceń [5]

W analizach MES w celu stworzenia numerycznego materiału drewna powszechnie stosuje się pewne uproszczenia. Model drewna, ze względu na jego słojową budowę, opisuje się jako ortotropowy o właściwościach liniowo--sprężystych. Takie rozwiązanie pozwala na stosunkowo dokładne odwzorowanie charakterystyk drzewa, jednakże należy pamiętać, iż każdy model numeryczny drewna winien być zweryfikowany przed implementacją do finalnej symulacji.

Przy opisie ortotropowym zastosowano układ współrzędnych ściśle powiązany z kierunkiem włókien, co pokazano na rys. 2.



Rys. 2. Układ współrzędnych dla ortotropowego opisu materiału drewna [4]

W symulacjach przeprowadzonych przez W. Biniendę wykorzystano dwa rodzaje modeli materiałowych:

- 002 Orthotropic\_Elastic,
- 143 Wood.

Oba rozpatrywane modele materiałowe są typu ortotropowego, który jest opisywany następująco [7]

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix}$$
(3.1)

Indeks dolny 1 odpowiada za wzdłużne naprężenia, 2 za styczne, zaś 3 za promieniowe. Natomiast 4, 5, 6 są skróconymi zapisami naprężeń tnących oraz odkształceń.

W tabeli 1 przedstawiono parametry opisujące właściwości sprężyste oraz wytrzymałościowe dla brzozy cukrowej z zawartością wilgoci rzędu 12% ze względu na dostępną największą ilość parametrów dla tego gatunku. Ponadto w trzeciej i czwartej kolumnie tabeli 1 podano wartości z prezentacji W. Biniendy [1]: w trzeciej dla MAT 143, w czwartej dla materiału liniowego.

Należy zaznaczyć, iż wartości dla modelu liniowego wedle informacji zawartej w [1] powinny być czterokrotnie większe od podanych w [4]. Dane z tabeli 1 zaprzeczają jednak temu stwierdzeniu. Otóż, gęstość w modelu liniowym jest jedynie 1,5 razy większa od rzeczywistej wartości, moduły Young'a średnio są większe 1,3 razy, zaś współczynniki Poisson'a, poza wzdłużnym, który dla modelu rzeczywistego jest nieznacznie mniejszy, są takie same.

Parametr	Wartość	MAT 143	Liniowy		
1 arametr	literaturowa	Binienda	Binienda		
	Gęs	stość			
ρ	650,00	700,00	1000,00		
	Moduł	Young'a			
$E_L$	1,50E+10	1,14E+10	1,60E+10		
$E_T$	7,50E+08	2,43E+08	1,10E+09		
$E_R$	1,17E+09	_	1,60E+09		
	Moduł K	Kirchhoff'a			
$G_{TL}$	1,11E+09	5,88E+08	7,00E+08		
$G_{LR}$	1,02E+09	8,70E+07	7,62E+08		
$G_{RT}$	2,55E+08	_	1,75E+08		
	Współczynnik Poisson'a				
$ u_{LT} $	0,426	0,390	0,451		
$ u_{RL} $	0,043	_	0,043		
$\nu_{RT}$	0,697	—	$0,\!697$		
Wytrzymałość na ściskanie					
$X_C$	5,89E+07	3,59E+07	—		
$Y_C$	7,40E+06	3,75E+06	—		
Wytrzymałość na ścinanie					
$S_{II}$	1,54E+07	9,9E+06	—		
$S_{\perp}$	$1,54E+07^{*}$	1,40E+07	—		
	Wytrzymałość	ć na rozciąga	nie		
$X_T$	$1,53E+08^{*}$	1,61E+08	_		
$Y_T$	6,60E + 06	3,45E+06	—		

**Tabela 1.** Parametry brzozy dla pozycji literaturowej [4], [6] oraz prezentacji W. Biniendy [1]

\* Wartość wybrana z podanego przedziału w [4, str. 181]



Rys. 3. Wykresy przedstawiające zmianę parametru gęstości oraz modułu Kirchhoffa dla różnych opisów brzozy

W związku z powyższym oraz widocznym w symulacji nienaturalnym zachowaniem materiału brzozy opartego o model ortotropowy w analizie skupiono się jedynie na MAT 143.

Do stworzenia pełnego opisu materiałowego w oparciu o MAT 143 konieczne było wyznaczenie brakujących parametrów brzozy w oparciu o informacje podane w [7]. W pierwszej kolejności rozpatrzono kwestie opisu właściwości zniszczenia drzewa. Co warto podkreślić, w prezentacji W. Biniendy [1, str. 5] wielkości odpowiadające za sposób niszczenia drzewa zostały zaczerpnięte z [7], gdzie wymienione zostały jedynie dla jodły oraz sosny. Fakt ten nie został podany przez autora [1]. Wartości energii pękania obliczono ze wzorów [7]

$$G_{f_I} = C_I K_I^2 \qquad G_{f_{II}} = C_{II} K_{II}^2$$
 (3.2)

Ze względu na brak informacji dotyczących średnich wartości natężenia pękania wykorzystano dostępne w [7] dla sosny o zawartości wilgoci równej 12% (tabela 2).

Wilgotność	$K_I$	$K_{II}$
[%]	$[MPa\sqrt{cm}]$	$[MPa\sqrt{cm}]$
4	4,69	18,54
7	5,03	20,41
12	4,66	20,65
18	$3,\!85$	18,39
nasycenie	2,85	13,71

Tabela 2. Średnie wartości natężenia pękania dla sosny [7]

Stałe związane z modułem materiału ortotropowego obliczono z poniższych wzorów [7]

$$C_{I} = \sqrt{\frac{S_{11}S_{22}}{2}} \sqrt{\frac{S_{22}}{S_{11}} + \frac{2S_{12} + S_{66}}{2S_{11}}}$$

$$C_{II} = \frac{S_{11}}{\sqrt{2}} \sqrt{\frac{S_{22}}{S_{11}} + \frac{2S_{12} + S_{66}}{2S_{11}}}$$
(3.3)

gdzie

$$S_{11} = \frac{1}{E_{11}}$$
  $S_{22} = \frac{1}{E_{22}}$   $S_{11} = -\frac{\nu_{11}}{E_{22}}$   $S_{66} = \frac{1}{G_{12}}$  (3.4)

Wyniki przedstawiono w tabeli 3.

Danamatn	Wartość modelu	MAT 143
Parametr	własnego	Binienda
$G_{f1  }$	207,23	223,39
$G_{f2  }$	909,94	838,40
$G_{f1\perp}$	1,96	2,10
$G_{f2\perp}$	8,58	7,88
$d_{max  }$	0,99	0,99
$d_{max\perp}$	0,99	0,99
В	30,00	3,00
D	30,00	3,00
$\eta_{\mathrm{H}}$	4,50E-05	4,50E-06
$\eta_{c  }$	4,50E-05	4,50E-06
$\eta_{\perp}$	9,62E-05	9,62E-05
$\eta_{c\perp}$	9,62E-05	9,62E-05
$n_{  }$	0,107	0,107
$n_{\perp}$	0,104	0,104
$N_{H}$	0,50	0,5
$N_{\perp}$	0,40	0,4
C <sub>II</sub>	1000,00	400,00
$c_{\perp}$	250,00	100,00

**Tabela 3.** Brakujące do opisu MAT 143 parametry brzozy dla: nowego modelu oraz MAT 143 [1]

Następnie wyznaczono parametry zniszczenia. Wartość maksymalnego zniszczenia równoległego do włókna określona została na podstawie informacji zawartej w [7] – jest bezwymiarowa i jej typowa wielkość to 0,99. Parametr zniszczenia prostopadły do włókna jest taki sam, jak równoległy.

Parametry zmiękczania równoległego oraz prostopadłego do włókna są bezwymiarowe i ich typowe wartości wynoszą 30 [7]. W [1] wielkości te są o rząd wielkości mniejsze, zaś zakres występujących wartości mieści się od 10 do 50 [7].

Parametry *rate-effect* równoległe do włókien odpowiadają za właściwości wzmacniania wytrzymałości drewna przy ścinaniu, ściskaniu oraz rozciąganiu równoległym, zaś prostopadłe analogicznie przy działaniach prostopadłych do włókien. Z informacji zawartych w [7] zaimplementowano typowe wartości dla czystego drewna.

Ostatnimi parametrami brzozy rozpatrywanymi na potrzeby modelu numerycznego były właściwości utwardzania (hardening parameters  $G_{HARD}$ ). Pierwszą uwagą związaną z tymi wartościami oraz danymi W. Biniendy dla MAT 143 jest to, że wielkości podane dla tych parametrów są tożsame z podanymi w [7] dla sosny oraz jodły, które to wyznaczono metodami badawczymi w procesie ewaluacji metodologii MAT 143. Typowa wartość dla ściskania równoległego do włókna dla pozycji początkowej powierzchni ugięcia materiału wynosi 0,5, zaś dla wskaźnika przemieszczenia 1000. Parametry prostopadłe do włókien są w procesie badawczym [7]. Ze względu na brak możliwości przeprowadzenia badań drewna, wielkości odczytano z tabeli dla sosny [7] i wynoszą 0,4. Dla ściskania wyznaczono procentową zmianę  $c_{\rm II}$  do  $c_{\perp}$ , a następnie ustalono wartość dla modelu równą 250.

Ponadto weryfikacji poddano wartość literaturową gęstości brzozy. Przeprowadzono badania dla 5 próbek brzozy sezonowanej przez okres dwóch lat. Oznacza to, iż procent zawartej w niej wilgoci mieścił się w przedziale od 15 do 20. W pierwszej kolejności zdjęto wymiary próbek – średnice górnej oraz dolnej podstawy i wysokość, co pozwoliło na wyznaczenie objętości badanego drewna. Każdą z próbek zważono. Otrzymane parametry pozwoliły na wyznaczenie gęstości ze wzoru

$$\rho = \frac{m}{V} \tag{3.5}$$

Gęstości próbek przedstawiono w tabeli 4.

Nr próbki	Gęstość $[kg/m^3]$
1	762,04
2	765,67
3	757,67
4	610,49
5	$594,\!16$

Tabela 4. Gęstości próbek brzozy

Kolejnym krokiem było uśrednienie wartość gęstości brzozy

$$\rho_{srednie} = \frac{\rho_1 + \rho_2 + \dots + \rho_n}{n} = \frac{3490,03}{5} = 698,01 \,\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \tag{3.6}$$

Następnie, na podstawie danych literaturowych, obliczono gęstości brzozy w zależności od jej wilgotności (tabela 5).

Różnica pomiędzy gęstością wyznaczoną a zbadaną wynosi około 50 kg/m<sup>3</sup>. Może to być spowodowane innymi charakterystykami parametrów brzozy występującej na kontynencie północnoamerykańskim i europejskim. Ze względu na wykazaną różnicę konieczne było przeprowadzenie badań związanych

Tabela 5. Obliczona gęstość brzozy

Zawartość wilgoci [%]	Gęstość $[kg/m^3]$
20	639,47
15	646,05

z wpływem gęstości na wytrzymałość drewna. Wyniki przedstawiono w rozdziale 6.

Na bazie wartości dla trzech gatunków brzóz przedstawionych w [4] wyznaczony został wpływ gęstości na moduły Younga oraz Kirchhoffa.

W pracy wykorzystano parametry odpowiadające brzozie cukrowej, dlatego do ich wyliczenia użyto odpowiednich równań.

#### 4. Przygotowanie modelu obliczeniowego symulacji zderzenia

Model geometryczny wykorzystany do obliczeń numerycznych został przedstawiony na rysunku 4,



Rys. 4. Schemat modelu obliczeniowego (widok obrócony o 90 stopni w prawo); 1 – drzewo, 2 – ściany (prosty opis korzeni), 3 – cylinder naciskający na drzewo

Średnica drzewa to 500 mm, wysokość 12 m. Ściany imitujące korzenie mają wysokość 2 m. Cylinder ustawiono na wysokości 6,66 metra od dolnej płaszczyzny drzewa.

Prędkość cylindra jest równa prędkości zderzenia Tu-154M z brzozą i wynosi 74,72 m/s.

Siatka obliczeniowa dla modelu drzewa ma wielkość tożsamą z zastosowaną w symulacji W. Biniendy, tj. 0,04 m, wielkość siatki nacisku wynosi 0,01 m, zaś dla ścian podobnie, jak w przypadku brzozy. Ponadto na cylindrze dla stosunkowo równomiernego rozkładu siatki zastosowano metodę MultiZone.

Cylinder, jak również ściany opisano jako bryły sztywne, co pozwoliło na zmniejszenie czasu obliczeń. Takie ustawienie było tym bardziej zasadne, że nie przeprowadzano dla nich analiz wytrzymałościowych, te przeprowadzono jedynie dla modelu drewna. Krok czasowy symulacji (*initial time step*) został określony na podstawie wzorów zawartych w [12]

$$\Delta \tilde{t}_i = l_i \sqrt{\frac{\rho_i}{E_i}} \tag{4.1}$$

gdzie:  $l_i$  – wielkość elementu,  $E_i$  – moduł Younga elementu,  $\rho_i$  – gęstość elementu.

Ze względu na równomierną siatkę drzewa kroki czasowe dla wszystkich elementów są równe. Do obliczeń przyjęto wzdłużny moduł Younga, ponieważ dla niego kroku czasowego elementów drzewa uzyskuje najmniejszą wartość

$$\Delta \tilde{t}_i = 8.33 \cdot 10^{-6} \tag{4.2}$$

Wedle informacji podanych w [12] globalny krok czasowy stanowi najmniejszą wartość obliczoną dla elementów.

Tak jak wspomniano powyżej, elementy są tożsame, w związku z czym dla kroku czasowego symulacji przyjęto wartość 1. Ponadto parametr *time step scale factor*, wedle zaleceń podanych w [13] zredukowano z wartości domyślnej 0,9 do 0,6. Dla kontroli energii (*ENERGY\_CONTROL*) włączono uwzględnienie *Hourglass* w bilansie energetycznym, natomiast dyssypacja energii została wyłączona (standardowe ustawienie LS-DYNA). Czas symulacji wyniósł 0,02 s z krokiem zapisywania danych co 2E-04 s. Erozja elementów została wyłączona, natomiast parametr *Death Time* w celu przyspieszenia obliczeń został ustawiony na 0,001 s. W symulacji W. Biniendy wartość ta też musiała być bardzo niska, gdyż zniszczone elementy w bardzo krótkim czasie znikają.



Rys. 5. Wzrost wytrzymałości od prędkości zderzenia

Poza wprowadzeniem danych materiałowych w MAT 143 konieczne było wprowadzenie innych parametrów. Własny model drewna, w przeciwieństwie do modelu W. Biniendy, nie został potraktowany jako idealnie plastyczny poprzez zmianę parametru  $G_{HARD}$  z 0 na 2, co określone zostało na podstawie

informacji dla sosny zawartych w [7]. Parametr odczytano dla prędkości zderzenia Tu-154M z brzozą (rys. 5). Pozostałe właściwości pozostawiono domyślne.

# 5. Analiza otrzymanych wyników dla różnych modeli materiałowych brzozy

W pierwszej kolejności analizie poddano model materiałowy zaprezentowany przez W. Biniendę w [1]. Zachowanie brzozy w trakcie zderzenia przedstawiono na rys. 6-15.



Rys. 6. Symulacja zderzenia dla MAT 143 W. Biniendy dla kroków czasowych: $0,0089\,{\rm s},\,0,0122\,{\rm s},\,0,0124\,{\rm s}$ oraz $0,0200\,{\rm s}$ 



Rys. 7. Wybrane do wykresu elementy skończone

Na rys. 8 przedstawiono zależność odkształceń w czasie dla elementów obliczeniowych przedstawionych na rys. 7, na rys. 9 zależność odkształceń od naprężeń dla elementów 1 oraz 2.



Rys. 8. Odkształcenia elementów 1, 2 i 3



Rys. 9. Zależność naprężeń od odkształceń dla elementów 1 oraz 2

Na rys. 10 pokazano elementy, dla których przedstawiono wykresy naprężeń tnących, na rys. 11 wartości tych naprężeń, a w tabeli 6 ich maksymalne wartości.

Tabela 6. Maksymalne wartości naprężeń tnących

El. 4	El. 5	El. 6	El. 7	El. 8
1,26E-20	2,45E+07	1,21E+07	1,10E+07	6,09E+06

Analiza własnego modelu materiału brzozy wykonana została w sposób adekwatny do przedstawionego dla materiału W. Biniendy.



Rys. 10. Elementy, dla których przedstawiono wykresy naprężeń tnących



Rys. 11. Wykres naprężeń tnących dla elementów wskazanych na rys. 10



Rys. 12. Symulacja zderzenia dla MAT 143 W. Biniendy dla kroków czasowych: $0,0086\,{\rm s},\,0,0130\,{\rm s},\,0,0156\,{\rm s}$ oraz $0,0200\,{\rm s}$ 



Rys. 13. Odkształcenia elementów 1, 2 oraz 3



Rys. 14. Zależność naprężeń od odkształceń dla elementów 1 oraz 2



Rys. 15. Wykres naprężeń tnących

Tabela 7. Maksymalne wartości naprężeń tnących

El. 4	El. 5	El. 6	El. 7	El. 8
2,56E+07	2,61E+07	7,25E+07	4,62E+07	3,15E+07

# 6. Porównanie otrzymanych wyników z wynikami W. Biniendy

Ugięcia drzewa dla utworzonego modelu numerycznego oraz przygotowanego przez W. Biniendę porównano graficznie, co pokazano na rys. 16, zaś na rys. 17 zmianę odkształceń w czasie dla obu modeli materiałowych.



Rys. 16. Graficzne porównanie okształceń MAT 143 W. Biniendy oraz MAT 143 utworzonego na potrzeby niniejszej pracy dla 0,002 s



Rys. 17. Porównanie odkształceń MAT 143 W. Biniendy WB oraz MAT 143 utworzonego na potrzeby niniejszej pracy

Maksymalne ugięcie dla modelu Biniendy jest około 3-krotnie większe aniżeli w przypadku utworzonego materiału brzozy. Fakt ten bezpośrednio można powiązać z wykorzystaniem operacji  $G_{HARD}$ , która nie została uwzględniona w modelu W. Biniendy. W MAT 143 WB potraktowano brzozę jako idealnie plastyczną, co mogło mieć również wpływ na wyniki symulacji, które wykazały brak zniszczenia dźwigara nr 1.

Porównanie naprężeń tnących dla elementów 4-8 zestawiono w tabeli 8. Z uzyskanych danych wynika, iż dla stworzonego modelu ścinanie przebiegało dla znacznie wyższych naprężeń tnących aniżeli w przypadku MAT 143 WB.

El. 4	El. 5	El. 6	El. 7	El. 8
2,56E+07	2,61E+07	7,25E+07	4,62E+07	3,15E+07
1,26E-20	2,45E+07	1,21E+07	1,10E+07	6,09E+06
2,03E+27 razy	1,06 razy	5,99 razy	4,20 razy	5,17 razy
większe	większe	większe	większe	większe
niż u WB	niż u WB	niż u WB	niż u WB	niż u WB

Tabela 8. Porównanie naprężeń tnących

Porównano również ugięcie materiału dla danego kroku zderzenia dla obliczeń MAT 143 WB z zachowaniem drzewa dla stworzonego modelu. Ugięcie w symulacji W. Biniendy określono, szacując stosunek odcinka ugięcia do odcinka końcowej cięciwy płata (należy zaznaczyć, iż nie ma pewności poprawności modelu geometrycznego płata Biniendy względem rzeczywistości; założono jednak, że geometria skrzydła została zamodelowana prawidłowo). Ugięcie w modelu MAT 143 WB w porównaniu do szacunkowego ugięcia w symulacji jest około 2,45 razy mniejsze.

# 7. Wpływ zmiany gęstości na wytrzymałość drewna

Ze względu na zróżnicowaną gęstość brzozy – według informacji zawartych w [14] może ona dochodzić do  $800 \text{ kg/m}^3$  – należało wyznaczyć wpływ zmiany tego parametru na inne właściwości (tabele 9 i 10).

ρ	$E_L$	$E_T$	$E_R$
600	1,09E+10	5,43E + 08	8,47E+08
700	1,60E+10	8,00E+08	1,25E+09
800	2,11E+10	1,06E+09	1,65E+09
900	2,63E+10	1,31E+09	2,05E+09
1000	3,14E+10	1,57E+09	2,45E+09

Tabela 9. Zmiana modułów Younga przy zmianie gęstości

Dużą wariację gęstości dla próbek pobranych z jednego drzewa wykazano również w pracy [15] (rys. 18). Pokazano w niej, iż miejscowo gęstość brzozy

ρ	$G_{TL}$	$G_{LR}$	$G_{RT}$
600	8,03E+08	7,38E+08	1,85E+08
700	1,18E+09	1,09E+09	2,72E+08
800	1,56E+09	1,44E+09	3,59E+08
900	1,95E+09	1,79E+09	4,47E+08
1000	2,33E+09	2,14E+09	5,34E + 08

Tabela 10. Zmiana modułów Kirchhoffa przy zmianie gęstości

może dochodzić nawet do przeszło  $2000 \text{ kg/m}^3$ . Wartości omawianego parametru przyjmujące wielkość rzędu  $1000 \text{ kg/m}^3$  pojawiają się również w innych opracowaniach, jak choćby [16, str. 28, 30].



Rys. 18. Wyniki pomiarów gęstości oraz wartości przewidywanych gęstości wg modeli regresji dopasowanych do danych SilviScan [15]

Ze względu na fakt, iż wielkości przewyższające  $2000 \text{ kg/m}^3$  zapewne pojawiały się jedynie w bardzo małych obszarach drzewa, obliczenia numeryczne przeprowadzono dla zakresu gęstości od  $600 \text{ kg/m}^3$  do  $1000 \text{ kg/m}^3$ .

Badanie przeprowadzono dla 700 milimetrowego kawałka drewna o wymiarach przekroju  $60 \times 60$  milimetrów, podpartego na obu końcach. W osi symetrii na brzozę oddziałuje cylinder, będący bryłą doskonale sztywną, z prędkością 20 m/s. Wielkość siatki, zarówno dla cylindra jak i próbki drewna, ustawiono na 0,01 metra. Każda z podpór ma szerokość równą ośmiu elementom i jest typu *fixed*, czyli nieprzesuwna.

Czas trwania obliczeń dla każdej z symulacji pokazany został w tabeli 11 (dla komputera wyposażonego w procesor Intel Core i7 3770K 3,5 GHz, 16GB RAM).

Na rysunku 19 przedstawiono punkty kontrolne dla wszystkich symulacji.

Zmiany naprężeń, odkształceń w czasie dla gęstości drewna równej  $600\,\rm kg/m^3$ zaprezentowano na rys. 20.

Typ symulacji	Czas trwania
RO = 600	$16\mathrm{s}$
RO = 700	$20\mathrm{s}$
RO = 800	$22\mathrm{s}$
RO = 900	$22\mathrm{s}$
RO = 1000	$20\mathrm{s}$
MAT 143 WB	$16\mathrm{s}$
średni czas obliczeń	19 s

Tabela 11. Czas trwania obliczeń



Rys. 19. Punkty kontrolne symulacji (elementy białe od góry oznaczone numerami 1, 2, 3)



Rys. 20. Zmiana naprężeń, odk<br/>ształceń w czasie dla gęstości drewna równej $600\,{\rm kg/m^3}$ 

Dla gęstości równej 700 kg/m<sup>3</sup>, 800 kg/m<sup>3</sup>, 900 kg/m<sup>3</sup>, 1000 kg/m<sup>3</sup> oraz modelu MAT 143 brzozy W. Biniendy [1] wyniki zostały zaprezentowane w ten sam sposób, co dla drzewa o gęstości  $600 \text{ kg/m}^3$  (rys. 21-25).



Rys. 21. Zmiana naprężeń, odk<br/>ształceń w czasie dla gęstości drewna równej  $700\,{\rm kg/m^3}$ 



Rys. 22. Zmiana naprężeń, odk<br/>ształceń w czasie dla gęstości drewna równej  $800\,{\rm kg/m^3}$ 



Rys. 23. Zmiana naprężeń, odk<br/>ształceń w czasie dla gęstości drewna równej  $900\,{\rm kg/m^3}$ 



Rys. 24. Zmiana naprężeń, odk<br/>ształceń w czasie dla gęstości drewna równej  $1000\,{\rm kg/m^3}$ 



Rys. 25. Zmiana naprężeń, odkształceń w czasie dla MAT 143 W. Biniendy

## 8. Wpływ parametru $G_{HARD}$ na odkształcenia

Bazując na modelu materiałowym MAT 143 przygotowanym przez W. Biniendę [1], poddano analizie wpływ zmiany parametru  $G_{HARD}$  na odkształcenia próbki drewna podpartej z jednej strony. Do analiz numerycznych wykorzystano geometrię zaprezentowaną w rozdiale 6. Zakres analizowanych parametrów  $G_{HARD}$  wyniósł od 0 do 3 dla kroku co 1. Czas trwania symulacji ustawiono na 0,0015 sekundy.

Na rys. 26 przedstawiono zmianę maksymalnego ugięcia w zależności od parametru  $G_{HARD}$ .



Rys. 26. Zmiana maksymalnych odkształceń elementu kontrolnego dla zmiennego parametru  $G_{HARD}$  dla materiału W. Biniendy

#### 9. Wnioski

Na podstawie analizy parametrów modeli materiałów brzozy przedstawionych przez W. Biniendę wyciągnięto poniższe wnioski.

- Stwierszenie, iż model liniowy jest czterokrotnie mocniejszy od brzozy jest nieprawdziwe. Parametry modelu są średnio 1,06 razy większe od rzeczywistych. W przypadku, gdy przyjmie się gęstość literaturową brzozy, to dla wartości określonych podczas badań, będących znacznie większych od typowych, model ten staje się słabszym od rzeczywistego drzewa. Aby jednoznacznie określić stosunek modelu liniowego W. Biniendy do brzozy Bodina, należałoby pobrać próbki ostatniej, a następnie poddać je analizie wytrzymałościowej.
- Model MAT 143 WB opierał się jedynie częściowo na parametrach brzozy. Pozostałe zostały zaczerpnięte z [5], gdzie podano wartości odpowiadające sośnie oraz świerkowi.
- MAT 143 WB traktuje drzewo jako idealnie plastyczne. W rzeczywistości wraz ze zwiększeniem prędkości zderzenia drzewo ulega utwardzeniu.
- W modelu Biniendy pojawiają się lokalne odkształcenia, które nie występują w stworzonym przez nas modelu. Maksymalne ugięcie dla modelu MAT 143 WB jest około 3 razy większe aniżeli w przypadku naszego modelu.

Analizy numeryczne wykazały znaczący wpływ gęstości drewna na jego wytrzymałość, co po części związane jest z innymi wartościami modułów Younga oraz Kirchhoffa.

Wykazano również, iż w MAT 143 istotnym dla badań niszczenia materiału jest parametr  $G_{HARD}$ . Jego błędne wprowadzenie – jak w przypadku Biniendy równe 0, co opisuje drewno jako idealnie plastyczne – skutkuje otrzymaniem znacznie słabszego materiału od rzeczywistego. Zauważono także niewspółmiernie mały krok czasowy zastosowany w symulacji Biniendy [3] – rzędu  $10^{-9}$  sekundy, co poza znaczącym wydłużeniem obliczeń mogło również wpłynąć na zerowanie się kroku czasowego. Przeciwdziała się temu poprzez dodawanie do elementów niefizycznych mas, co skutkuje otrzymaniem znacząco mniej dokładnych wyników. Tak niska wartość jest całkowicie nieuzasadniona, tym bardziej, iż model geometryczny, zarówno brzozy jak również skrzydła, został zbudowany z relatywnie dużych elementów, o czym świadczy chociażby bardzo mało dokładna reprezentacja powierzchni poszycia płata (rys. 27).



Rys. 27. Siatka obliczeniowa skrzydła oraz brzozy [3]

Warto podkreślić, iż NASA w swoich symulacjach stosuje kilka rzędów niższe kroki czasowe – patrz [13]. W przeprowadzonych obliczeniach krok czasowy był niemalże 4000 razy większy (dokładnie  $8,33 \cdot 10^3$  razy większy).

Przeprowadzone badania wykazały również, iż parametr  $G_{HARD}$  wpływa na zachowanie się materiału drewna pod wpływem nacisku cylindra. Wykaza-

ny został spadek odk<br/>ształceń w miejscu zderzenia wraz ze wzrostem wielkośc<br/>i ${\cal G}_{HARD}.$ 

Poza wyznaczeniem błędów W. Biniendy, które pojawiły się w procesie modelowania numerycznego materiału brzozy, stworzeniem nowego opisu (ze względu na brak dostępnych informacji nadal nie jest to idealny model drewna brzozowego) oraz badaniem utworzonych modeli, stwierdzono, iż do bardzo dokładnego zamodelowania materiału wspomnianego drzewa należy przeprowadzić jego szczegółowe badania, które pozwolą na wyznaczenie wszystkich parametrów występujących w metodologii MAT 143 – pomiary te należałoby wykonać dla drzewa świeżo ściętego. Bez przeprowadzenia wspomnianych badań o wykonywanych modelach materiałowych nie będzie można stwierdzić, iż są to bardzo dokładne opisy brzozy. Są one jedynie mniej lub bardziej zbliżone do rzeczywistości, jednakże o stosunkowo sporym marginesie błędu.

## Bibliografia

- 1. BINIENDA W., 2012, Analiza zniszczenia struktury rządowego samolotu Tu-154M w Smoleńsku 10 kwietnia 2010, Materiały Konferencyjne z "I Konferencji Smoleńskiej"
- ZHANG C., BINIENDA W., HORVAT F., WANG W., 2013, Application of numerical methods for large crashworthiness investigation of a large aircraft wing impact with a tree, *Mathematical and Computational Forestry and Natural-Resource Sciences*, 5, 71-85
- BINIENDA W., 2011, Katastrofa samolotu Tu-154M 10 kwietnia 2010, Prezentacja z posiedzenia Zespołu Parlamentarnego
- GREEN D., WINANDY J., KRETSCHMANN D., 1993, Mechanical Properties of Wood, General Technical Report FPL-GTR-190
- 5. BODIG J., JAYNE B., 1993, *Mechanics of Wood and Wood Composites*, Krieger Pub Co.
- 6. MORKA A., NIEZGODA T., DZIEWULSKI P., STANISŁAWEK S., 2012, Problemy modelowania numerycznego zagadnienia zderzeń ciał, *Materiały Konferencyjne z "I Konferencji Smoleńskiej"*
- 7. MURRAY Y., 2007, Manual for LS-Dyna Wood Material Model 143, Federal Highway Administration
- MURRAY Y., REID J., FALLER R., BIELENBERG B., PAULSEN T., 2005, Evaluation of LS-Dyna Material Model 143, Federal Highway Administration
- LS-Dyna Keywords User's Manual. Volume II: Material Models. Version 7.1 (Revision 5442), Livermore Software Technology Corporation, 2014

- LS-Dyna Theory Manual. Ver-sion 7.1 (Revision 5582), Livermore Software Technology Corporation, 2014
- HORTA L., MASON B., LYLE K., 2009, A computational approach for probabilistic analysis of LS-Dyna water impact simulations, NASA/TM-2009-215704
- 12. BORRVALL T., BHALSOD D., HALLQUIST J., WAINSCOTT B., 2014, Current status of subcycling and multiscale simulations in LS-Dyna, 13th International LS-DYNA Users Conference
- 13. BALA S., DAY J., 2014, General guidelines for crash analysis in LD-DYNA, 13th International LS-DYNA Users Conference
- HERAJARVI H., 2005, Birch properties and utilization, Finish Forest Institute Metla
- CIESZEWSKI C., 2012, Ocena właściwości drewna brzozowego za pomocą spektometrii NIR i SilviScan dla próbek z Polski, USA i Smoleńska, Materiały Konferencyjne z "I Konferencji Smoleńskiej"
- LUNDQVIST S.-O., GRAHN T., OLSSON L., 2013, Properties of Materials from Birch. Variations and relationships. Part 1: Growth, Wood Density and Biomass, Innventia Report No. 390

## Analysis of the birch wood numerical material in the context of flight PLF 101 crash on 2010-04-10

#### Abstract

This paper presents numerical analysis of the birch digital material prepared with the help of MAT 143, which is one of the standard material models included in the LS-DYNA's library. The calculations have been based on mechanical properties of the birch presented in literature and information contained in the document describing the applied methodology. Additionally, the influence of density changes on strength properties, modulus of elasticity and rupture has been analyzed. The presented studies allow one to prepare a new numerical model for birchwood. It is compared to the material model presented by W. Binienda. The obtained results show that Binienda's simulation contained several errors. The most important mistake is the treatment of wood as a perfect plastic material. This might have lead to incorrect results.

## UWAGI DO DYSKUSJI NA TEMAT PRZYCZYN KATASTROFY SAMOLOTU TU-154M W SMOLEŃSKU

Stanisław Żurkowski

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych e-mail: stanislaw.zurkowski@mir.gov.pl

W pracy przedstawiono wystąpienie w dyskusji zamykającej trzeci dzień XVI Konferencji "Mechanika w lotnictwie" (sesje IX i X poświęcone głównie tematyce katastrofy w Smoleńsku). Pokazano, jak poprzez porównanie wyglądu szczątków samolotu Tu-154M z wyglądem szczątków samolotów z innych wypadków oraz poprzez porównanie zapisów CVR z samolotu Tu-154M z zapisami CVR z wypadków innych samolotów można wykluczyć zamach bombowy jako przyczynę katastrofy w Smoleńsku.

## 1. Wstęp

W trakcie XVI Konferencji "Mechanika w lotnictwie" zaprezentowano liczne prace poświęcone katastrofie samolotu Tu-154M w Smoleńsku. Artymowicz [1] wykazał, że rzetelnie i profesjonalnie zbudowany model matematyczny umożliwia bardzo dobre odtworzenie ostatniego odcinka toru lotu tego samolotu. Błaszyczyk [2] pokazał w oparciu o dokładne obliczenia wytrzymałościowe, że uderzenie skrzydła samolotu w drzewo rzeczywiście prowadzi, i to nieuchronnie, do oderwania końcówki skrzydła i złamania drzewa. W tym miejscu wydawało się konieczne ustosunkowanie się do uporczywie głoszonych teorii, że w samolocie tym nastąpił wybuch, jednego lub kilku, ładunków wybuchowych. Zwykle tematyka spalania i wybuchów poruszana jest w Polsce na innych konferencjach naukowych [3], dlatego autor dziękuje bardzo organizatorom za umożliwienie zabrania głosu na tej konferencji.

## 2. Czy skrzydło zostało odcięte przez wybuch?

Przy okazji negowania ustaleń Komisji Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego ("Komisji Millera"), która badała katastrofę samolotu Tu-154M, pojawiła się teoria, że końcówka lewego skrzydła tego samolotu została oderwana nie od uderzenia w brzozę, ale w trakcie lotu ponad brzozą, przez wybuch bomby umieszczonej w lewym skrzydle. Przy rozważaniu prawdziwości tej teorii należy uwzględniać, że w miejscu oderwania tej końcówki od reszty lewego skrzydła, tj. pomiędzy żebrami nr 27 i 28, znajduje się lewy zbiornik paliwa nr 3 [4]. Zgodnie z ustaleniami KBWLLP w chwili utraty przez samolot końcówki lewego skrzydła w zbiorniku tym znajdowało się od 925 kg do 450 kg paliwa [5]. Gdyby końcówka lewego skrzydła została oderwana od reszty skrzydła w wyniku wybuchu bomby umieszczonej w tym skrzydle, to wybuch taki spowodowałby wybuch paliwa znajdującego się w zbiorniku nr 3 i gwałtowny pożar.

Wybuch bomby to wybuch chemiczny, który oddziałuje na otoczenie na trzy sposoby: falą ciśnieniową, falą cieplną i falą reakcji chemicznych. Gdyby rzeczywiście w zbiorniku skrzydłowym Tu-154M nastąpił wybuch, to:

- fala ciśnieniowa byłaby słyszalna w całej okolicy jako głośny huk niczego takiego nie słyszano;
- fala ciśnieniowa zniszczyłaby wszystko na ziemi w okolicy oderwania końcówki skrzydła nic takiego nie nastąpiło;
- fala ciśnieniowa w specyficzny sposób zniszczyłaby skrzydło w miejscu wybuchu – ten aspekt zostanie omówiony w dalszej części;
- fala cieplna spowodowałaby pożar na ziemi w okolicy oderwania końcówki skrzydła – nic takiego nie nastąpiło;
- fala cieplna w specyficzny sposób zniszczyłaby skrzydło w miejscu wybuchu – ten aspekt zostanie omówiony w dalszej części;
- reakcja chemiczna pozostawiłaby ślady produktów spalania, m.in. na materiale skrzydła.

Na przestrzeni wielu lat dopracowano się metod wykrywania zamachów bombowych w lotnictwie. Jeśli badanie wypadku lotniczego prowadzone jest zgodnie z Załącznikiem 13 do Konwencji ICAO, to podstawowym dokumentem, gdzie opisane są te metody jest "Manual of Aircraft Accident and Incident Investigation" [6]. Dla osób prowadzących badanie wypadku lotniczego zgodnie z innymi przepisami, jak było to w przypadku KBWLLP, przywołany powyżej "Manual..." nadal pozostaje dokumentem wartym polecenia.

Wiadomo, że wybuch bomby pozostawia na konstrukcji samolotu specyficzny obraz zniszczenia – są to ślady w dużej skali i mikroślady. Wybuch bomby w zbiorniku skrzydłowym pozostawiłby ślady w dużej skali łatwo dostrzegalne już na pierwszy rzut oka: blachy poszycia rozerwane i wywinięte na zewnątrz, stopiony materiał poszycia w miejscu wybuchu i produkty spalania na powierzchniach skrzydła. Fotografia 1 przedstawia lewe skrzydło samolotu Tu-154M w miejscu oderwania jego końcówki [7]. Poszarpane krawędzie poszycia nie noszą żadnych śladów wybuchu ani pożaru. Czarne plamy na wewnętrznej części konstrukcji skrzydła to materiał U30MES, uszczelniający zbiornik paliwa.



Fot. 1. Miejsce przecięcia lewego skrzydła Tu-154M – widok z góry [7]. Po lewej stronie zdjęcia końcówka skrzydła

Jak w takim razie wyglądają zbiorniki paliwa samolotów, w których nastąpił pożar i wybuch? Poniżej dwa przykłady zaczerpnięte z zasobów archiwalnych Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych, badane m.in. przez niektórych członków KBWLLP.

Fotografia 2 przedstawia wrak samolotu AT-3 R100, który spłonął po uderzeniu w ziemię przy starcie. Doszło do pożaru, ale nie było wybuchu zbiornika paliwa. Kompozytowe ścianki zbiornika paliwa, umieszczonego w kadłubie, uległy częściowemu spaleniu i zapadły się z powodu utraty sztywności. Wszędzie widoczna jest sadza – produkt niezupełnego spalania paliwa.

Fotografia 3 przedstawia lewe skrzydło wraku samolotu Piper PA-34 Seneca V. W zbiornikach paliwa w obu skrzydłach doszło do wybuchu paliwa po uderzeniu samolotu w zbocze góry. Blachy poszycia skrzydła na krawędzi natarcia są rozerwane i wywinięte na zewnątrz. Wnętrze zniszczonego zbiornika pokrywa sadza – produkt niezupełnego spalania paliwa.



Fot. 2. Spalony wrak samolotu AT-3 R100. Strzałką zaznaczono szczątki zbiornika paliwa (z archiwum PKBWL)



Fot. 3. Lewe skrzydło samolotu Piper PA-34 Seneca V po wypadku. Strzałką zaznaczono rozerwany zbiornik paliwa (z archiwum PKBWL)

Porównanie fot. 1 z fot. 3 wyraźnie uświadamia różnice między skrzydłem ze zbiornikiem paliwa, które zostało oderwane w wyniku uderzenia w przeszkodę, a skrzydłem ze zbiornikiem paliwa, w którym nastąpił wybuch.

Przy takim obrazie zniszczeń, jak przedstawiony na Fot. 1, wykonanie analizy chemicznej szczątków z miejsca katastrofy w kierunku wykrycia produktów spalania materiałów wybuchowych było tylko niezbędną formalnością, a jej negatywny wynik oczywisty, niemniej wzmacniający wnioski wynikające z oględzin wraku.

## 3. Wybuch zapisany w rejestratorze pokładowym?

Wśród alternatywnych teorii dotyczących przyczyn katastrofy samolotu Tu-154M w Smoleńsku jest też teoria głosząca, że samolot ten został zniszczony kilkoma wybuchami, do których doszło w jego wnętrzu, a wybuchy te zostały zarejestrowane przez FDR i CVR.

Najpierw kilka informacji tytułem wprowadzenia. W historii cywilnego lotnictwa komunikacyjnego odnotowano 88 zamachów bombowych [8]. Do pierwszego z nich doszło w 1933 r. Rejestratory pokładowe zaczęły być stosowane w lotnictwie cywilnym w latach pięćdziesiątych. Zebrany materiał statystyczny dotyczący zamachów bombowych na samoloty komunikacyjne nie jest więc tak duży, jak dla innych przyczyn wypadków lotniczych w lotnictwie cywilnym, ale mimo to pewne prawidłowości są wyraźne.

Zamach bombowy na samolot należy do grupy zdarzeń określanych jako gwałtowna (wybuchowa) zmiana ciśnienia w samolocie. Do tej grupy należą: wybuch bomby, wybuch paliwa w zbiorniku i gwałtowna dekompresja (np. spowodowana wyrwaniem drzwi bagażowych). Zapisy CVR kilku spektakularnych wypadków lotniczych z tej grupy zostały zebrane na rys. 1 [9].

Zapisy dźwięków na rys. 1 dotyczą następujących wypadków lotniczych:

- Trans World Airlines Flight 800 w trakcie lotu doszło do wybuchu paliwa w zbiorniku centropłata;
- Pan American World Airways Flight 103 w trakcie lotu doszło do wybuchu bomby w przednim luku bagażowym;
- Air India Flight 182 w trakcie lotu doszło do wybuchu bomby w przednim luku bagażowym;
- United Airlines Flight 811 w trakcie lotu doszło do wyrwania przednich drzwi bagażowych, co spowodowało wybuchową dekompresję kadłuba;
- Philippine Air Flight 143 doszło do trzech wybuchów paliwa na ziemi: w zbiorniku paliwa centropłata, a następnie w zbiornikach skrzydłowych.



Rys. 1. Graficzna forma zapisu głośnych dźwięków zarejestrowanych na CVR przy okazji wypadków lotniczych [9]. Oznaczenia: TWA-800 – B747 TWA Flight 800; PanAm – B747 Pan Am Flight 103; Air India – B747 Air India Flight 182; United – B747 United Airlines Flight 811; Philippine Air – B737 Philippine Air Flight 143

Dokładne omówienie wykresów z rys. 1 dalece przekracza ramy czasowe i edytorskie tej konferencji, ale poniżej kilka podstawowych spostrzeżeń dotyczących cech zapisów dźwiękowych z CVR związanych z wybuchami w samolocie.

Skuteczny zamach bombowy na samolot jest dla jego załogi całkowitym zaskoczeniem. To z pozoru trywialne stwierdzenie ma swoje daleko idące konsekwencje: w przypadku zamachu bombowego na samolot w zapisach rejestratorów pokładowych nie ma żadnych symptomów narastającej na pokładzie sytuacji kryzysowej, a zapisy FDR i CVR urywają się nagle; te ostatnie czasami w trakcie rozmowy.

Dźwięk wybuchu bomby ma natężenie nieporównywalne z dźwiękiem żadnej innej usterki samolotu, natężenie takiego dźwięku jest również nieporównywalnie większe od natężenia dźwięku rozmów i krzyków w kabinie pilotów.



Rys. 2. Zapisy FDR (górny wykres) i CVR (dolny wykres) ostatnich chwil lotu samolotu Tu-154M po katastrofie w Smoleńsku [5]. Czas FDR jest opóźniony o 3.425 sekundy w stosunku do czasu CVR. Do dalszych analiz KBWLLP przyjmowała opóźnienie 3 s

Dla porównania na rys. 2 przedstawiono fragment zapisu parametrów lotu z FDR i graficzną formę zapisu dźwięków zarejestrowanych przez CVR z samolotu Tu-154M po katastrofie w Smoleńsku [5]. Fragment zapisu, który u niektórych budzi kontrowersje, a został zidentyfikowany przez KBWLLP jako dźwięk odrywania końcówki lewego skrzydła spowodowany uderzeniem tego skrzydła w brzozę, rozpoczyna się o 8:41:02.8 wg czasu CVR i kończy się o 8:41:03.3. Cały zapis CVR kończy się o 8:41:07.5.

Rozważania, czy ten fragment zapisu CVR jest rejestracją wybuchu trzeba zacząć od tego, co działo się w kabinie załogi przed 8:41:02.8. Z nagrania rozmów w kabinie załogi [10] wynika, że w trakcie lotu narastała tam sytuacja kryzysowa, a w jej wyniku "zejście poniżej minimalnej wysokości zniżania, przy nadmiernej prędkości opadania, w warunkach atmosferycznych uniemożliwiających wzrokowy kontakt z ziemią i spóźnione rozpoczęcie procedury odejścia na drugi krąg". Jeśli z zapisu CVR wynika, że w kabinie załogi narastała sytuacja kryzysowa, to zamach bombowy w przypadku katastrofy samolotu Tu-154M w Smoleńsku najprawdopodobniej można wykluczyć.

Z graficznego zapisu dźwięków zarejestrowanych przez CVR samolotu Tu-154M wynika, że po godzinie 8:41:03.3 zapis ten nie urwał się, a rejestrator nadal zapisywał dźwięki, aż do 8:41:07.5. Z "Odpisu korespondencji pokładowej" [10] wynika, że były to akustyczne sygnały ostrzegawcze i krzyki członków załogi. Skoro zapis CVR (i zapis FDR) nie urwał się nagle o godzinie 8:41:03.3 to znaczy, że zdarzenie zarejestrowane pomiędzy 8:41:02.8 a 8:41:03.3 nie było wybuchem bomby.

Ponadto z graficznego zapisu dźwięków zarejestrowanych przez CVR samolotu Tu-154M wynika, że natężenie dźwięku w przedziale pomiędzy 8:41:02.8 a 8:41:03.3 jest porównywalne z natężeniem dźwięku krzyków załogi zarejestrowanych w przedziale od 8:41:05.5 do 8:41:07.5 (koniec zapisu CVR). To znaczy, że zdarzenie zarejestrowane pomiędzy 8:41:02.8 a 8:41:03.3 nie było wybuchem bomby.

Graficzny zapis dźwięków zarejestrowanych przez CVR samolotu Tu-154M nie ma więc cech zapisu wybuchu ani co do natężenia dźwięku, ani co do urwania się zapisu. Stwierdzenie to jest spójne z brakiem charakterystycznych dla wybuchu zniszczeń konstrukcji tego samolotu i z brakiem produktów spalania materiałów wybuchowych na szczątkach samolotu.

## 4. Wnioski

• Miejsce przecięcia lewego skrzydła samolotu Tu-154M nie ma cech charakterystycznych dla rozerwania w wyniku wybuchu.

- Zapis dźwięków z CVR pochodzący z samolotu Tu-154M po katastrofie w Smoleńsku nie ma cech charakterystycznych dla zapisu wybuchu.
- Teorie, jakoby przyczyną katastrofy samolotu Tu-154M w Smoleńsku był jeden lub kilka wybuchów w tym samolocie, nie mają oparcia w faktach.

## Bibliografia

- ARTYMOWICZ P., 2014, Katastrofa PLF 101 w 2010 roku: Konfrontacja obliczeń trajektorii lotu z zapisem dźwiękowym (CVR) i zniszczeniami naziemnymi, XVI Konferencja "Mechanika w lotnictwie", Kazimierz Dolny
- 2. BLASZCZYK J., 2014, Problemy wytrzymałościowe skrzydła samolotu w locie w momencie kontaktu z drzewem, XVI Konferencja "Mechanika w lotnictwie", Kazimierz Dolny
- 3. Polski Instytut Spalania [online], [dostęp 3.06.2014], http://pis.itc.pw.edu.pl/
- 4. Tu-154M. Rukowodstwo po techniczeskoj ekspluatacii, rozdz. 028.10.00, s. 1, rys. 1, s. 2
- Protokół badania zdarzenia lotniczego nr 192/2010/11 wypadku (katastrofy) samolotu Tu-154M numer 101, zaistniałego w 36 specjalnym pułku lotnictwa transportowego z Warszawy, dnia 10 kwietnia 2010 r., w sobotę, o godz. 6:41, w dzień IFR. Załącznik nr 4 – Technika lotnicza i jej eksploatacja [online], Warszawa: Ministerstwo Spraw Wewnętrznych i Administracji [dostęp 3.06.2014], http://mswia.datacenter-poland.pl/protokol/ ZałacznikNr4-TechnikaLotniczaIJejEksploatacja.pdf
- Manual of Aircraft Accident and Incident Investigation. Part III. Investigation, ICAO Doc 9756-AN/965, First Edition, Montreal 2012
- 7. Końcówka skrzydła [online], Warszawa: Zespoł ds. wyjaśniania przyczyn i okoliczności katastrofy lotniczej pod Smoleńskiem [dostęp 3.06.2014], http://www.faktysmolensk.gov.pl/dokumentacja-zdjeciowa/articles/koncowka-skrzydla
- 8. Commercial Airline Bombing History [online], [dostęp 3.06.2014], http://www.aerospaceweb.org/question/planes/q0283.shtml
- Group Chairman's Factual Report of Investigation Sound Spectrum Study. NTSB Docket No SA 516, Waszyngton 1997 [online], [dostęp 26.08.2014], http://www.twa800.com/ntsb/8-15-00/docket/Ex\_12B.pdf
- Protokół badania zdarzenia lotniczego nr 192/2010/11 wypadku (katastrofy) samolotu Tu-154M numer 101, zaistniałego w 36 specjalnym pułku lotnictwa transportowego z Warszawy, dnia 10 kwietnia 2010 r., w sobotę,

o godz. 6:41, w dzień IFR. Załącznik nr 8 – Odpis korespondencji pokładowej [online], Warszawa: Ministerstwo Spraw Wewnętrznych i Administracji [dostęp 3.06.2014], http://mswia.datacenter-poland.pl/protokol/Zalacznik\_nr\_8\_-\_Odpis\_korespondencji\_pokladowej.pdf

#### Remarks to discussion on causes of Tu-154M aircraft catastrophe in Smolensk

#### Abstract

The paper presents a speech that took place during closing discussion on the third day of XVI Conference "Mechanics in Aviation" (sessions IX and X devoted mostly to catastrophe in Smolensk). It shows how by comparing the appearance of Tu-154M debris with the appearance of debris from other aircraft accidents and by comparing the CVR records of Tu-154M to with other CVR records any bomb attack can be excluded as a cause of the catastrophe in Smolensk.

## Rozdział II

# Niekonwencjonalne systemy startu i lądowania, wyrzutnie BSL, projekt GABRIEL

## BADANIA STOSOWALNOŚCI OKRĄGŁEGO LOTNISKA W RAMACH PROJEKTU "ENDLESS RUNWAY"

MARIAN JEŻ, IRENEUSZ SMYKLA

Wyższa Szkola Oficerska Sil Powietrznych, Dęblin e-mail: ochota02020@gmail.com

## 1. Wprowadzenie

W referacie przedstawiono założenia i ważniejsze wyniki projektu typu L0, w dziedzinie AAT (*Aeronautics and Air Transport*) dedykowanego nowym, perspektywicznym rozwiązaniom w transporcie lotniczym.

Rada ACARE (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe) określiła niedostateczną przelotowość lotnisk jako główną przeszkodę rozwoju ruchu lotniczego w najbliższych dekadach. Ustalone kierunki dróg lotniczych warunkują pewną zależność startów i lądowań od kierunku i siły wiatru. Operacje lotniskowe samolotów, często ustawianych sekwencyjnie wzdłuż wybranej linii, muszą uwzględniać oddziaływanie wirów spływających z poprzedzających samolotów.

Bieżące badania w ramach projektu SESAR (*Single European Sky ATM Research*) mogą nie być wystarczające dla trzykrotnego zwiększenia ruchu lotniczego do roku 2050, szczególnie, gdy przewiduje się degradację warunków pogodowych w kierunku zdarzeń ekstremalnych.

Oto dlaczego Departament Badań i Innowacji Komisji Europejskiej zatwierdził wniosek projektowy "Endless Runway", koordynowany przez dr. Henka Hesselinka z holenderskiego instytutu lotniczego NLR (*Nationaal Lucht*en Ruimtevaart). Jego celem było zbadanie możliwości i zakresu zastosowania lotniska z okrągłym pasem startowym oraz parametrów warunkujących jego konkurencyjność.

Tematyka badawcza AAT.2012.6.3-2, która obejmuje rozważany projekt (akronim ER) jest dedykowana radykalnie nowym konceptom transportu lotniczego. Konsorcjum wykonawcze projektu składało się z badaczy reprezentujących pięć europejskich instytutów lotniczych, a mianowicie:

- 1) Nationaal Lucht- en Ruimtevaart Laboratorium, NLR, koordynator,
- 2) Deutsches Zentrum fr Luft- und Raumfahrt, DLR,
- 3) Office National d'études et de Recherches Aérospatiales, ONERA,
- 4) Instituto Nacional de Technica Aeroespacial, INTA,
- 5) Instytut Lotnictwa, ILOT.

## 2. Zaplecze i założenia projektu LO AAT "Endless Runway"

Pomysł okrągłego pasa startowego był rozważany już w latach 20. ubiegłego wieku, ale zaniechany wobec ograniczeń nawigacji ILS (*Instrument Landing System*). Potem, w latach 60. zrealizowano go w stanie Oregon, USA i zabezpieczono kilkoma patentami.

Następnie piloci US Navy prowadzili udane próby startów i lądowań na okrągłym pochylonym torze firmy General Motors obok Mesy w stanie Oregon. Obejmowały one zarówno samoloty śmigłow, e jak i odrzutowe, z których największy był C-54, wielkości późniejszego Airbusa 319. Próbne operacje lotniskowe prowadzono na torze szerokości 13,7 m, nachylonego do poziomu pod kątem 0° wewnątrz do 22° na zewnątrz. Odpowiada to prędkościom równowagi od 0 kt do 140 kt na najbardziej stromej części pasa startowego. Po krótkim czasie adaptacji raporty pilotów wykazywały dobrą stabilność podczas operacji lotniskowych oraz nieznaczny wpływ wiatru na wielkość sił sterowania i kontrolę przemieszczeń poprzecznych. Niemniej projekt okrągłego lotniska nie został wtedy upowszechniony.

Obecnie, dzięki doskonalonym systemom awioniki, precyzyjnej nawigacji i zautomatyzowanym narzędziom ATC (*Air Traffic Control*) można uznać, że port lotniczy z okrągłą drogą startową ma perspektywę zastosowania na terenach o silnych i zmiennych wiatrach. Jej zalety to:

- kompaktowość,
- bezpieczeństwo i elastyczność (nieograniczona droga startowa),
- niewrażliwość na pogodę (przy prognozach stanów ekstremalnych),
- mniejsze stężenie toksyn spalinowych i intensywność hałasu,
- optymalna trajektoria samolotu (niezależność od minimalnych odległości separacyjnych od wirów poprzedzającego samolotu.

W projekcie ER przyjęto założenie, że średnica okrągłego pasa startowego wynosiła by 3 km. Oczywiście, jego przekrój byłby nachylony do poziomu i tak ukształtowany, aby optymalnie zrównoważyć siły odśrodkowe samolotu poruszającego się po okręgu ze znaczną prędkością. Rozważano dwa warianty okrągłego lotniska: w wersji regionalnej i węzłowej, porównując jego przepustowość z istniejącymi lotniskami konwencjonalnymi.

Stosowano dedykowane programy symulacyjne, wdrożone w instytutach partnerskich projektu.



Rys. 1. Koncepcja lotów w przestrzeni TMA (Terminal Maneuvering Area)

Proponowane koliste lotnisko ma jeden okrągły pas startowy podzielony na 18 segmentów, które mogą być używane w obydwu kierunkach. Jest on pochylony, aby kompensować siłę odśrodkową samolotu, a tym samym zmniejszyć zużycie zmęczeniowe jego konstrukcji, zużycie tarciowe opon podwozia oraz dyskomfort pasażerów.

Szerokość pasa wynosi 140 m, jego zewnętrzny garb powinien być wykorzystany jako wielopoziomowy parking samochodowy.

Wewnątrz kręgu startowego mieszczą się parkingi samolotów, hale pasażerskie i bagażowe ora operatorzy lotniska.

## 3. Numeryczne symulacje przepustowości okrągłych lotnisk

Ograniczenia pogodowe operacji lotniskowych, to głównie prędkość wiatru i jego kierunek. Lądowania i starty są normalnie wyłączone, kiedy wiatr poprzeczny przekracza następujące wartości:

- 37 km/h (20 kt) dla samolotów o zalecanej długości drogi startowej $>1500\,{\rm m},$
- $\bullet~24\,{\rm km/h}~(13\,{\rm kt})$ dla samolotów o zalecanej długości drogi startowej między $1200\,{\rm m}$ a $1500\,{\rm m},$

• 19 km/h (10 kt) dla samolotów o zalecanej długości drogi startowej $< 1200\,{\rm m}.$ 

Z punktu widzenia dynamiki tej koncepcji, rozważmy równowagę sił.



Rys. 2. Siły na płaskim torze

Równoważąca siła dośrodkowa  $\vec{F}$  pochodzi z tarcia statycznego kołami po pasem startowym.



Rys. 3. Siły na pochylonym torze

Siła dośrodkowa  $\vec{F}_C$  na pochylonym torze to radialna składowa siły normalnej  $\vec{N}$ . Kąt siły wypadkowej jest funkcją prędkości V i promienia R okręgu

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{V^2}{gR}$$

Optymalizacja nadzoru ruchu na takim lotnisku wymaga:

 nawigacji satelitarnej i zautomatyzowanych sekwencji schodzenia i lądowania,

- przydzielania segmentów kręgu dla sekwencji samolotów,
- stworzenia sekwencji operacji lotniskowych drogą symulacji w środowisku SIMMOD Plus.

TMA jest skomponowane jako dedykowana struktura dróg zapewniająca separację samolotów.



Rys. 4. Drogi schodzenia i odejścia w przestrzeni TMA

Wykorzystano program *Flight Gear* o otwartym kodzie dla symulacji operacji lotniskowych klasycznego samolotu B47-100. Pierwszym efektem jest stwierdzenie większego ryzyka kolizji końcówek skrzydeł z ziemią. Zaproponowano specjalną konfigurację samolotu dla okrągłego pasa.

Kluczowym zadaniem jest zapewnienie odpowiedniej przepustowości lotniska. Definiujemy ją jako największą możliwą liczbę operacji na godzinę. Zależy ona od następujących czynników:

- warunki pogodowe,
- skład floty i jej osiągi,
- otoczenie i obciążenie kontrolerów lotu,
- czasy wykorzystywania drogi startowej,
- czas między przylotem a odlotem,
- stan i możliwości systemu ATM,

- wymagania separacji samolotów,
- skład i sekwencja przylotów i odlotów.

Symulacja porównawcza przepustowości była dokonana dla dwóch lotnisk odniesienia:

- Paris Charles de Gaulle dla lotniska węzłowego,
- Palma de Mallorca dla lotniska sezonowego.

Aspekty środowiskowe Endless Runway oceniono przez porównanie LAQ (Local Air Quality) oraz symulację hałasu wg INM (Integrated Noise Model).

Zanieczyszczenie powietrza LAQ, a także hałas dla ER będą rozłożone bardziej równomiernie, w dużym kręgu, a nie tylko przy istniejących drogach startowych.

W modelu INM przedstawiono okrągłą drogę startową jako krąg 18 połączonych segmentów o długości 555 m każdy. Przedstawione poniżej kontury natężenia hałasu są europejskim standardem metryki ekspozycji hałasu wokół lotniska. W jej ramach, loty nocne między 19:00 a 23:00 są karnie obciążone współczynnikiem wagi równym 3,16 (pierwiastek kwadratowy liczby 10), a loty między 23:00 a 07:00 są karnie obciążone współczynnikiem wagi równym 10,0.



Rys. 5. Kontury hałasu przylotów w przestrzeni TMA wg kolejnych warstw (od zewnątrz do środka): 55-60 dB(A), 60-65 dB(A), 65-70 dB(A), 70-75 dB(A)

## 4. Wyniki projektu oraz perspektywa badań i zastosowania zbadanego konceptu

- Przepustowość lotniska zależy głównie od liczby i geometrii systemu dróg startowych, pogody oraz wymagań separacji samolotów na danej ścieżce ILS ustanowionych przez ATM.
- Przyszłe procedury nawigacji i kontroli lotów umożliwią automatyzację operacji lotniczych.
- W projekcie zaplanowano lokalizację infrastruktury lotniskowej.
- Zarówno korzyści (*footprint*), jak i jego wady (niemożność przedłużenia drogi startowej) zostały wyszczególnione dla proponowanej konfiguracji lotniska.

Bieżące typowe operacje w TMA (STAR – Standard Arrival Routes oraz SID – Standard Instrument Departure Routes) są określone przez punkty charakterystyczne odniesione do danej drogi startowej. Natomiast operacje lotniskowe na ER (Endless Runway) przewidziano jako swobodne loty (full free flights). Mianowicie, każdy samolot może zarezerwować pewną liczbę segmentów w danym czasie, a następnie podejść do lądowania z dowolnego kierunku bez uprzednio zdefiniowanej ścieżki.

Jest niepewność, czy mieszkańcy okolic lotniska zaakceptują zakłócenia środowiska przez ER na większym obszarze niż dotąd, chociaż mniej intensywne?

Wstępne symulacje i studia efektów związanych pokazują prawdopodobny impakt ER w zakresie przepustowości, zakłócenia środowiska i balansu: koszty a korzyści. Są one zachęcające, co pokazuje tabela 1.

	Capacity	Total runway	Airport	
	[movements/hour]	length [m]	surface $[km^2]$	
Endless Runway	109  (wind  < 20  kt)	10000	0	
airport	$60 \pmod{20 \text{ kt}}$	10000	9	
Paris-Charles-de-Gaulle	115 (assuming no	13815	39.57	
airport	strong crosswind)	13013	52,51	

Fabela 1. Tabela	a porównawcza	przewidywanych	kosztów
------------------	---------------	----------------	---------

Wnioskami z 20-miesięcznych badań było stwierdzenie możliwości realizacji prototypowej wersji okrągłego lotniska, najlepiej towarzyszącego istniejącemu już lotnisku z jednym pasem startowym oraz z dużym zapotrzebowaniem na mobilność lotniczą. Lokalizacja takiego *Endless Runway* powinna uwzględniać

dramatycznie zmienne warunki pogodowe i dostępność niedrogiego terenu, np. na stepach Ukrainy lub na hiszpańskiej mesecie kontynentalnej.



Rys. 6. Szkic okrągłego lotniska

## Bibliografia

- 1. HESSELINK H., 2013, D5.4 Endless Runway Final Report, version 1.0, January
- 2. Description of Work The Endless Runway, version 1.1, June 20th, 2012
- 3. ICAO Annex 14, Volume I, Aerodrome Design and Operations
- 4. EREA ATS 2050 Phase 2, From Air Transport System 2050 Vision to Planning for Research and Innovation, published by the Association of European Research Establishments in Aeronautics, May 2012
- 5. JEŻ M., 2011, Trends and Methods in Aeronautical Research, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa
- 6. European Commission, Out of the Box Ideas about the Future of Air Transport, 2009
- 7. JEŻ M., 2006, Airport Environmental Impact, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa

#### Feasibility study of endless runway

#### Abstract

The paper contains the assumptions and more important results of the LO Project in the domain of Aeronautics and Air Transport of 7th Framework Programme. Advisory Council for Aeronautics Research in Europe found insufficient passengers flow as the major obstacle in the air transport development. The fixed direction runways inherently limit the number of take-off and landing operations during various directions and strength of wind. Current SESAR (Single European Sky ATM Research) activities may be not sufficient for tripling the air traffic till 2050, especially when climate degradation is taken account. European Commission Research and Innovation Department funded the research for defining the prospective airport with a circular runway.

## METODY OKREŚLANIA PRĘDKOŚCI WÓZKA WYRZUTNI STARTOWEJ DLA BSP (UAV)

Grzegorz Jastrzębski, Leszek Ułanowicz

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: grzes.oficer@interia.pl; leszek.ulanowicz@itwl.pl

> W artykule zaprezentowano trzy metody określania prędkości wózka wyrzutni startowej dla samolotów bezzałogowych. Podstawową metodą wykorzystywaną w ITWL przy określaniu prędkości wózka wyrzutni startowej jest metoda rzutu ukośnego masy skupionej. W metodzie rzutu ukośnego prędkość wózka wyrzutni startowej wyznaczana jest ze wzoru. W metodzie tej dokonuje się "wyrzuceń" mas skupionych z zakresu masy BSP i pomiaru wielkości składowych wynikających z zastosowanego wzoru, którego składowymi sa zasieg rzutu ukośnego, wysokość rzutu ukośnego i kat rzutu ukośnego. Kolejną metodą zaprezentowaną w artykule jest metoda z wykorzystaniem szybkiej kamery. W metodzie tej dokonywana jest rejestracja przebiegu wyrzuceń masy skupionej z wyrzutni. Prędkość wózka wyrzutni startowej określana jest na podstawie podania do programu długości drogi rozbiegu oraz określenie klatki, w której następuje początek i koniec ruchu wózka. Trzecia z metod określania predkości wózka wyrzutni startowej jest rejestrator przyspieszeń. W artykule przedstawiono metodyke wykonania prób dynamicznych wyrzutni z wykorzystaniem metody rzutu ukośnego i rejestracji szybką kamerą. Zaprezentowano wyniki rzeczywistych prób z wykorzystaniem wyrzutni pneumatycznej. Zestawiono wyniki z przeprowadzonych prób dynamicznych w postaci stabelaryzowanej. Dokonano porównania dwóch metod określania prędkości wózka wyrzutni startowej na podstawie przeprowadzonych prób dynamicznych. Dokonano również oceny czynników wpływających na dokładność w każdej z metod.

## 1. Wstęp

Wyrzutnia startowa jest urządzeniem rozpędzającym BSP (UAV) o różnych masach i prędkościach startowych do wymaganej prędkości startowej. Prędkość startowa BSP jest równa prędkości wózka startowego wyrzutni, dlatego też można ją wyznaczyć na podstawie określenia prędkości wózka wyrzutni startowej. W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych zaimplementowano trzy metody określania prędkości wózka wyrzutni startowej w celu określenia prędkości startowej dla samolotów bezzałogowych eksploatowanych w ITWL.

Podstawową metodą w określaniu prędkości wózka wyrzutni startowej jest metoda rzutu ukośnego masy skupionej. W metodzie rzutu ukośnego prędkość wózka wyrzutni startowej wyznaczana jest ze wzoru. W metodzie tej dokonuje się "wyrzuceń" mas skupionych z zakresu masy BSP i pomiaru wielkości składowych wynikających z zastosowanego wzoru, którego składowymi sa zasięg rzutu ukośnego, wysokość rzutu ukośnego i kąt rzutu ukośnego. Kolejną metodą określania prędkości wózka wyrzutni startowej jest metoda z wykorzystaniem szybkiej kamery. W metodzie tej dokonywana jest rejestracja przebiegu ruchu wózka wraz z masą skupioną po torze bieżni wyrzutni w trakcie rozpędzania. Prędkość wózka wyrzutni startowej określana jest na podstawie podania do programu długości drogi rozbiegu oraz określenie klatki, w której następuje początek i koniec ruchu wózka. Trzecią z metod określania prędkości wózka wyrzutni startowej jest rejestrator przyspieszeń. Rejestrator zabudowany jest na stałe do wózka wyrzutni, odczytu zapisanych danych dokonuje się za pomocą portu USB. Pomiar w tej metodzie polega na rejestracji czasu ruchu wózka wyrzutni oraz przyspieszeń jakim podlega wózek wyrzutni startowej.

## 2. Obiekty wymagające wspomagania startu

Wiele z BSL-i eksploatowanych w ITWL nie wymaga pasów startowych, dlatego zostały opracowane specjalne wyrzutnie startowe umożliwiające eksploatacje BSL w dowolnych warunkach terenowych. W zależności od wagi i parametrów startowych BSL-i niezbędne jest określenie prędkości startowych wyrzutni.

Poniżej zaprezentowano przedstawicieli BSL-i eksploatowanych w ITWL wymagających wspomagania startu w postaci wyrzutni startowych.

## 2.1. SMCP-JU "KOMAR"

Stosowany do szkolenia poligonowego wojsk w zakresie wykonywania strzelań z przenośnych przeciwlotniczych zestawów rakietowych typu Strzała-2M i GROM oraz strzelań artyleryjskich. Najważniejsze parametry SMCP-JU "KOMAR":

- rozpiętość 2,2 m,
- maksymalna masa startowa 24 kg,
- prędkość lotu 80-180 km/h,
- promień operowania 3 km,

- wysokość lotu 1000 m,
- czas lotu 1 h,
- wyposażenie: flary, reflektor radarowy, spadochronowy układ lądowania.



Rys. 1. Cel powietrzny SMCP-JU "KOMAR"

## 2.2. SMCP-WU "SZERSZEŃ"

Wykorzystywany do realizacji strzelań artyleryjskich (kaliber 23, 35, 60 mm). Podstawowe dane SMCP-WU "SZERSZEŃ":

- rozpiętość 3,2 m,
- maksymalna masa startowa 37 kg,
- prędkość lotu 70-180 km/h,
- promień operowania 3 km,
- wysokość lotu 1000 m,
- czas lotu 1,5 h,
- wyposażenie: system holowniczy rękawa strzeleckiego, czujnik trafień, spadochronowy układ lądowania.

## 2.3. Odrzutowy cel powietrzny "JET"

Stosowany do imitacji celu powietrznego, do treningu i wykonywania strzelań rakietowych przez wojska obrony przeciwlotniczej z wykorzystaniem zestawów OSA i KUB. Sterowany automatycznie. Podstawowe dane odrzutowego celu powietrznego "JET":



Rys. 2. Cel powietrzny SMCP-WU "SZERSZEŃ"

- rozpiętość 2,04 m,
- maksymalna masa startowa  $40\,\mathrm{kg},$
- prędkość lotu 25-100 m/s,
- promień operowania  $40 \,\mathrm{km}$ ,
- $\bullet \,$ wysokość lotu 3000 m,
- czas lotu 40 min,
- wyposażenie: reflektor radarowy, spadochronowy układ lądowania.



Rys. 3. Odrzutowy cel powietrzny "JET"

#### 3. Metoda rzutu ukośnego

Metoda rzutu ukośnego polega na pomiarze odległości rzutu masy skupionej, wysokości, z jakiej dokonano rzutu i kąta nachylenia bieżni startowej. Na rys 4 przedstawiono schemat stanowiska do prób w metodzie rzutu ukośnego.



Rys. 4. Tor lotu masy skupionej [4];  $\alpha$ -kąt ustawienia bieżni wyrzutni (kąt rzutu), y – wysokość punktu odłączania się masy skupionej od wózka startowego wyrzutni (odległość pionowa), x – odległość pozioma rzutu ukośnego,  $x_1$  – odległość pozioma

pomiędzy niwelatorem a punktem odłączania się masy skupionej od wózka startowego wyrzutni,  $x_2$  – odległość pozioma pomiędzy niwelatorem a miejscem uderzenia masy skupionej o ziemię



Rys. 5. Niwelacja punktu zetknięcia masy skupionej z podłożem; n – linia odniesienia niwelatora,  $y_1$  – wysokość pionowa linii odniesienia niwelatora w płaszczyźnie prostopadłej do wyrzutni przechodzącej przez punkt oddzielenia się masy skupionej od wózka,  $y_2$  – wysokość pionowej linii odniesienia niwelatora w miejscu zetknięcia się masy skupionej z podłożem

W trakcie pomiaru metodą rzutu ukośnego dokonuje się pomiaru: masy, kąta ustawienia bieżni wyrzutni (kąt rzutu)  $\alpha$  (rys. 4), wysokości ustawienia punktu odłączania się masy skupionej od wózka startowego wyrzutni (odległość pionowa) y [m] (rys. 4), wysokości pionowej linii odniesienia niwelatora w płaszczyźnie prostopadłej do wyrzutni przechodzącej przez punkt oddzielenia się masy skupionej od wózka  $y_1$  (rys. 5), wysokości pionowej linii odniesienia niwelatora w miejscu zetknięcia się masy skupionej z podłożem  $y_2$ (rys. 5), odległości poziomej ustawienia niwelatora od punktu odłączania się masy skupionej od wózka startowego wyrzutni  $x_1$  (rys. 4), odległości poziomej pomiędzy niwelatorem a miejscem uderzenia masy o ziemię  $x_2$  (rys. 4). Maksymalną prędkość wózka wyrzutni startowej wyznacza się ze wzoru (3.1) na podstawie zmierzonych danych, tj. wysokości ustawienia punktu odłączania się masy skupionej od wózka startowego wyrzutni (końca bieżni wyrzutni) y(rys. 4), kąta ustawienia bieżni wyrzutni  $\alpha$  (rys. 4) oraz odległości poziomej rzutu ukośnego x (rys. 4). Odległość pozioma rzutu ukośnego x (rys. 4) jest sumą: odległości poziomej pomiędzy niwelatorem a punktem odłączania się masy skupionej od wózka startowego wyrzutni  $x_1$  (rys. 4) i odległości poziomej pomiędzy niwelatorem a miejscem uderzenia masy o ziemię  $x_2$  (rys. 4) [4].

Maksymalną prędkość wózkam,  $V~[{\rm m/s}],$  wyrzutni startowej wyznaczono z zależności [1], [2]:

$$V = \sqrt{\frac{gx^2}{2\cos^2\alpha(x\lg\alpha + y_p)}} \tag{3.1}$$

gdzie:  $x = x_1 + x_2$  [m],  $y_p$  – wysokość rzutu poziomego [m],  $y_p = y - \Delta y$ ,  $\Delta y$  – różnica wysokości pomiędzy punktem zetknięcia masy skupionej z ziemią i punktem wyczepienia,  $\Delta y = y_1 - y_2$ , g – przyspieszenie ziemskie [m/s<sup>2</sup>].

Na rys. 6 przedstawiono wyrzutnię WPA-1 na stanowisku badawczym łącznie z aparaturą pomiarową.



Rys. 6. Widok wyrzutni WPA-1 na stanowisku prób

## 4. Metoda z wykorzystaniem szybkiej kamery

W metodzie tej dokonywana jest rejestracja przebiegu ruchu wózka wraz z masą skupioną po torze bieżni wyrzutni w trakcie rozpędzania. Prędkość wózka wyrzutni startowej określana jest na podstawie podania do programu długości drogi rozbiegu oraz określenie klatki, w której następuje początek i koniec ruchu wózka.

Maksymalna prędkość wózka wyrzutni startowej wyznaczana jest na podstawie parametrów odczytanych z zapisu kamery (droga i czas) według zależności

$$V_0 = \frac{dx}{dt} \tag{4.1}$$

gdzie: dx – przyrost drogi, dt – przyrost czasu.

W metodzie dokonuje się pomiaru następujących parametrów: czas, droga. Do pomiarów wykorzystano kamerę PHANTOM V4.0 o następujących parametrach:

- częstotliwość 1 kHz,
- rozdzielczość  $512\times512$  pixeli.

## 5. Metoda z wykorzystaniem rejestratora przyspieszeń

Pomiar w tej metodzie polega na rejestracji czasu ruchu wózka wyrzutni oraz przyspieszeń, jakim podlega wózek wyrzutni startowej. Rejestrator, którego schemat blokowy zaprezentowano na rys. 7 zabudowany jest na stałe do wózka wyrzutni. Odczytu zapisanych danych dokonuje się za pomocą portu



Rys. 7. Schemat blokowy rejestratora przyspieszeń

USB. Uruchomienie rejestracji rozpoczyna się po przekroczeniu przyspieszenia większego od 0, 5g. Zakończenie rejestracji następuje po zmianie zwrotu przyspieszenia na przeciwny.

Parametry rejestratora przyspieszeń:

- zakres akcelerometru  $\pm 16g$ ,
- częstotliwość zapisu 1 kHz,
- start i koniec zapisu na podstawie odczytanych przyspieszeń,
- układ zasilany z wbudowanego akumulatora NiMH(x4),
- zapis do pamięci typu FLASH,
- odczyt danych poprzez port USB.

## 6. Wyniki przeprowadzonych prób

Próby dynamiczne z zastosowaniem dwóch metod – metody rzutu ukośnego i metody z wykorzystaniem szybkiej kamery – przeprowadzono na terenie ITWL dnia 3.03.2014 r. Do wyrzucania mas skupionych wykorzystano wyrzutnię pneumatyczną WPA-1, będącą w ciągłej eksploatacji ITWL.

Badania polegały na określeniu prędkości wózka startowego w momencie wyczepienia masy skupionej dla różnych ciśnień załadowania zbiornika głównego. W sposób bezpośredni zmierzono: ciężar mas skupionych, rzeczywisty kąt wzniosu bieżni wyrzutni, wysokość wyczepienia się masy skupionej, odległość (zasięg).

W trakcie wykonywania wyrzuceń z wyrzutni startowej mas skupionych dokonywano rejestracji ruchu wózka startowego wyrzutni szybką kamerą PHANTOM V 4.0.

Badania zostały wykonane w następującej kolejności:

- ważenie mas skupionych,
- pomiar wysokości w punkcie oderwania masy skupionej od wyrzutni startowej,
- pomiar rzeczywistego kąta strzału wyrzutni startowej,
- 3 próbne strzały przed właściwym badaniem wyrzutni startowej,
- wykonanie pięciu "wyrzuceń" masy skupionej 19,84 kg z wyrzutni startowej przy ciśnieniu zasilania 3 bar,
- zarejestrowanie ruchu wózka wyrzutni z masą skupioną po bieżni startowej kamerą PHANTOM V 4.0,

- pomiar, każdorazowo, odległości poziomej pomiędzy punktem startu a znakiem uderzenia masy o ziemię, wyznaczający faktyczny zasięg rzutu ukośnego,
- wykonanie pięciu "wyrzuceń" masy skupionej 23,85 kg z wyrzutni startowej przy ciśnieniu zasilania 3 bar,
- zarejestrowanie ruchu wózka wyrzutni z masą skupioną po bieżni startowej kamerą PHANTOM V 4.0,
- pomiar, każdorazowo, odległości poziomej pomiędzy punktem startu a znakiem uderzenia masy o ziemię,
- obliczenie prędkości wózka startowego wyrzutni startowej.

Wyniki z pomiaru metodą rzutu ukośnego dla ciśnienia załadowania zbiornika głównego 0,3 MPa oraz obliczoną maksymalną i średnią prędkością wózka przedstawiono w tabeli 1.

	Kąt	Masa	Odległość	Odległość	Maks.	Prędkość
Lp.	strzału	m	pozioma	pionowa	prędkość	średnia
	$\alpha$ [°]	[kg]	x [m]	y [m]	$V_0  [\mathrm{m/s}]$	V  [m/s]
1	15,8	19,84	37,4	2,5	23,80	
2	15,8	19,84	38	2,5	24,03	
3	15,8	19,84	38,2	2,5	24,10	$23,\!97$
4	15,8	19,84	$37,\!6$	2,5	23,87	
5	15,8	19,84	38	2,5	24,03	
6	15,8	23,85	33,2	2,5	22,16	
7	15,8	$23,\!85$	33	2,5	22,08	
8	15,8	23,85	32,9	2,5	22,04	$22,\!11$
9	15,8	23,85	33,1	2,5	22,12	
10	15,8	23,85	33,2	2,5	22,16	

Tabela 1. Wyniki pomiaru metodą rzutu ukośnego

Wyniki pomiaru metodą z wykorzystaniem szybkiej kamery PHANTOM V 4.0 prędkości maksymalnej dla ciśnienia załadowania zbiornika głównego 0,3 MPa oraz obliczoną maksymalną i średnią prędkość wózka przedstawiono w tabeli 2.

Przykładowe zdjęcie ruchu wózka startowego wyrzutni zarejestrowane szybką kamerą przedstawiono na rys. 8.

	Kąt	Masa	Maks.	Prędkość
Lp.	strzału	m	prędkość	średnia
	$\alpha$ [°]	[kg]	$V_0  [\mathrm{m/s}]$	V  [m/s]
1	15,8	19,84	24,27	
2	15,8	19,84	24,26	
3	15,8	19,84	24,27	24,06
4	15,8	19,84	23,28	
5	$15,\!8$	19,84	24,25	
6	15,8	$23,\!85$	22,12	
7	15,8	$23,\!85$	22,14	
8	$15,\!8$	$23,\!85$	$22,\!15$	$22,\!13$
9	15,8	23,85	22,10	
10	15,8	23,85	22,16	

**Tabela 2.** Wyniki pomiaru z wykorzystaniem szybkiej kamery PHANTOM V 4.0



Rys. 8. Widok ruchu wózka startowego badanej wyrzutni

## 7. Porównanie metod pomiarowych

Porównując wyniki pomiarów otrzymane dwoma metodami (tabela 1 i tabela 2), widzimy, że prędkości maksymalne dla jednakowych mas i parametrów startowych wyrzutni (ciśnienie startowe) są zbieżne.

Czynniki wpływające na pomiaru w metodzie zasięgu:

- dokładność przyrządów pomiarowych,
- ustawienie stanowiska pomiarowego,
- czynnik ludzki.
W metodzie z wykorzystaniem szybkiej kamery PHANTOM V 4.0 czynnikiem wpływającym na pomiar jest natomiast:

• dokładność określenia klatki startu i końca pomiaru.

## 8. Wnioski

Maksymalna prędkość wózka wyrzutni startowej w momencie wyczepienia się masy obciążającej dla jednakowych parametrów startowych wyrzutni uzyskana metodą zasięgu jest porównywalna z metodą rejestracji szybką kamerą.

Zalety i wady metody rejestracji szybką kamerą:

- wpływ na wynik końcowy pomiar czasu pomiędzy znacznikami na bieżni startowej,
- metoda kosztowna ze względu na kamerę.

Zalety i wady metody rzutu ukośnego:

- wpływ na wynik końcowy pomiar kąta ustawienia bieżni i niwelacja punktu zetknięcia z podłożem masy skupionej,
- metoda tania ze względu na prostą i ogólnie dostępną aparaturę.

Zastosowanie którejkolwiek z tych metod pozwala na określenie maksymalnej prędkości startowej dla określenej masy startowej. Określenie prędkości startowej dla danej masy pozwala na dobranie optymalnych parametrów startowych wyrzutni. W eksploatacji BSL-i ważne jest, by w miarę szybko i dokładnie określić parametry startowe wyrzutni dla danego obiektu w celu wykonania pewnego i bezpiecznego startu BSL-a.

Z racji zbieżnych wyników wybór pomiędzy tymi metodami podyktowany jest wzglądami ekonomicznymi.

### Bibliografia

- 1. GLAPSKI M., GACEK J., 1999, Balistyka zeunętrzna i dynamika lotu, Warszawa
- JASTRZĘBSKI G., 2012, Określenie właściwości funkcjonalnych wyrzutni pneumatycznej WPA-1 ze startowym układem elektropneumatycznym, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 2012, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa
- 3. ULANOWICZ L., JASTRZĘBSKI G., KUREK M., 2014, Sprawozdanie z badań nr $_{\rm 2}/{\rm LBBSP}$ ITWL
- 4. JASTRZĘBSKI G., 2014, Procedura badawcza PB-01/LBBSP Wyznaczenie prędkości wózka wyrzutni startowej bezzałogowego systemu powietrznego ITWL

#### Methods for determining the speed of launcher trolley for BSP (UAV)

#### Abstract

This article presents three methods for determining the speed of the trolley launcher for unmanned aircraft. The basic method used in the AFIT in determining the speed of the trolley home launcher is a diagonal projection method weight centered. In this method, the diagonal line speed of the trolley launcher is calculated from the formula. In this method "emissions" of lumped masses from BSP are made and measurements of the projection range, height and angle are carried out. Another method presented in the article is the use of a high speed camera. In this method, the course of the lumped mass ejections from the launcher are recorded. The carriage launcher speed is determined on analysing the frames which corespond to the beginning and the end of motion of the trolley. The third method of determining the velocity of the trolley launcher is the acceleration recorder. The paper presents the method of diagonal projection with the use of a fast camera. The results of reals tests using a pneumatic launcher are presented in tabular form. A comparison of two methods for determining the speed of the trolley home launcher based on dynamic tests is discussed. Factors affecting the accuracy of each method are also mentioned.

Referat pt. Metody określania prędkości wózka wyrzutni startowej dla BSP (UAV) został opracowany w ramach realizacji projektu finansowanego z Narodowego Centrum Badań i rozwoju O ROB 0065 03 001 pt. "Odrzutowe cele powietrzne z programowalną trasą lotu".

# ANALIZA MOŻLIWOŚCI POPRAWY CHARAKTERYSTYK TRANSPORTOWYCH SAMOLOTU Z SYSTEMEM GABRIEL

Andrzej Majka

Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska e-mail: andrzej.majka@prz.edu.pl

> Wśród najważniejszych problemów stojących współcześnie przed transportem lotniczym wyróżnić można niekorzystne oddziaływanie samolotów i lotnisk na środowisko naturalne oraz rosnące koszty przewozów. Jedna z możliwości poprawy tej sytuacji jest opracowywanie nowatorskich rozwiązań zmierzających do obniżenia emisyjności samolotów oraz poprawiających efektywność transportową. Nowe technologie startu i lądowania samolotu ukierunkowane sa głównie na: zmniejszenie zużycia paliwa i zmniejszenie powierzchni obszarów zajmowanych przez lotniska. Pierwszy z wymienionych celów może zostać osiągnięty różnymi metodami: start samolotu z wykorzystaniem katapulty lub toru szynowego, bezprzewodowe mikrofalowe przesyłanie energii wykorzystywanej przez samolot do startu i ladowania, wykorzystanie zjawiska lewitacji magnetycznej (MAGLEV) w fazie startu i lądowania samolotu itp. Technologia MAGLEV jest jedną z najbardziej efektywnych metod rozpędzania i hamowania samolotu w fazie rozbiegu i dobiegu. Wykorzystanie tej technologii wymaga opracowania systemu naziemnego, określenia zakresu modyfikacji konstrukcji samolotu oraz opracowania procedur bezpiecznego lądowania, również awaryjnego. Technologia ta jest dobrze znana i wykorzystywana od lat w konstrukcji pociagów poruszających się z bardzo dużymi prędkościami. Uważana jest za bezpieczną i przyjazną dla środowiska, jednak zastosowanie jej do przyśpieszania i hamowania samolotu wymaga przeprowadzenia dodatkowych badań teoretycznych oraz doświadczalnych, które powinny dać odpowiedź, czy taki system jest możliwy do realizacji, bezpieczny i ekonomicznie uzasadniony. Zastosowanie systemu wspomagającego start i lądowanie samolotu (Integrated Ground and on-Board System for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing – GABRIEL) powinno pozwolić na poprawę ekonomii, bezpieczeństwa i zmniejszenie uciążliwości tych faz, głównie hałasu i emisji substancji szkodliwych dla środowiska. Celem pracy było dokonanie analizy zmiany charakterystyk osiągowych i wynikających stad zmian charakterystyk transportowych samolotu wspomaganego w fazie startu i lądowania systemem wykorzystującym lewitację magnetyczną.

#### 1. Wstęp

Transport lotniczy jest najnowocześniejsza i najbardziej dynamicznie rozwijającą się gałęzią transportu. Spowodowane jest to największą obecnie prędkością komunikacyjną, stosunkowo niewielką presją na środowisko naturalne w skali globalnej oraz wysokimi wskaźnikami bezpieczeństwa. Transport lotniczy jest jednym z ważniejszych elementów wpływających na rozwój gospodarczy świata i jednocześnie przyczyną problemów istotnych zwłaszcza w skali lokalnej, na obszarach dużych lotnisk i w ich otoczeniu. Niekorzystne oddziaływanie transportu lotniczego przejawia się we wpływie na środowisko przyrodnicze, jak i społeczność zamieszkująca obszary wokółlotniskowe. Cały transport, w tym i lotniczy, przyczynia się do degradacji środowiska naturalnego i negatywnie oddziałuje na ludzi. Negatywne oddziaływanie transportu lotniczego na środowisko naturalne związane jest przede wszystkim z zajmowaniem dużych powierzchni przez lotniska komunikacyjne i co z tym jest związane – zmianą sposobu użytkowania terenów portów lotniczych i stref zlokalizowanych wokół lotnisk. Do najważniejszych zagrożeń w fazie funkcjonowania lotniska należą: emisja hałasu oraz zanieczyszczeń powietrza, w tym substancji wpływających niekorzystnie na zmiany klimatyczne. Oddziaływanie to jest tym silniejsze, im intensywniejszy ruch lotniczy odbywa się na danym obszarze. Związane jest to również z gestością zaludnienia, która przy dużej mobilności ludzi wpływa na wzrost przewozów, w tym wykonywanych samolotami. Europa, a w szczególności Unia Europejska, jest jednym z najgęściej zaludnionych obszarów Ziemi. Na jej terenie znajduje się ok. 1270 lotnisk, spośród których 737 posiada niezbedne wyposażenie do wykonywania operacji typu IFR [3]. Aktualnie 440 lotnisk europejskich obsługuje około 800 mln pasażerów. Codziennie odbywa się około 27 tys. lotów kontrolowanych. W 2012 r. w Europie zrealizowano ponad 9,5 miliona operacji IFR, a prognozy przewidują ich wzrost o 21% do 2017 r. 80% tych lotów, to loty w obrębie UE. Spośród wszystkich operacji, 44% realizowane jest na 25 największych lotniskach, natomiast 70% całego ruchu pasażerskiego przepływa przez 15 największych portów lotniczych [5]. Efektem tego jest duże zageszczenie ruchu lotniczego na największych lotniskach i w ich otoczeniu. Również w tych obszarach obserwuje się największy wpływ transportu lotniczego na środowisko naturalne.

Obecnie podejmowane są różnorodne działania, których celem jest rozwiązanie bieżących, najbardziej nabrzmiałych problemów transportu lotniczego. Są one przedmiotem dwóch największych programów dotyczących lotnictwa, a realizowanych przez Unię Europejską. Pierwszym z nich jest SESAR JU, w którym zakłada się między innymi opracowanie rozwiązań, które doprowadzą do 10-krotnego podwyższenia poziomu bezpieczeństwa, 3-krotnego zwiększenia przepustowości przestrzeni powietrznej, zmniejszenia kosztów zarządzania ruchem lotniczym o 50% oraz zmniejszenia wpływu transportu lotniczego na środowisko naturalne o 10%. Drugim programem jest Clean Sky 2, będący kontynuacją programu Clean Sky, w ramach którego będą opracowywane nowe rozwiązania technologiczne, bardziej przyjązne dla środowiska (nowe samoloty, zespoły napędowe oraz systemy pokładowe itp.). Oprócz działań zakładających rozwiązywanie bieżących problemów transportu lotniczego z wykorzystaniem współcześnie dostępnych technologii, należy również analizować możliwości zastosowania rozwiązań nowatorskich, wykraczających poza współcześnie obowiązujące standardy. Wśród bardzo wielu przyszłościowych pomysłów, możliwych do zastosowania w transporcie lotniczym, opracowanie systemów wspomagania startu i lądowania samolotu wydaje się najbardziej realne, na obecnym poziomie rozwoju technicznego. Jedną z możliwości wspomagania startu i lądowania samolotu jest budowa systemu wykorzystującego w etapach naziemnych technologie magnetycznej lewitacji (MAGLEV). Technologia ta jest bezpieczna i dobrze znana dzięki stosowaniu jej w szybkich pociągach. Zastosowanie takiego systemu do rozpędzania i hamowania samolotu pozwoli zmniejszyć udział silników w fazie startu i lądowania, zmniejszyć mase startowa samolotu (mniejsza masa podwozia, mniejszy wymagany zapas paliwa), co wpłynie na mniejsze zużycie paliwa, a także mniejszą emisję substancji szkodliwych oraz hałasu w tych etapach. Poprawie ulegną również charakterystyki transportowe samolotu korzystającego z systemu wspomagania startu i lądowania.

### 2. Koncepcja startu wspomaganego

Największy wpływ na zmianę charakterystyk przelotowych ma wspomaganie samolotu w fazie startu. Start jest etapem, w którym samolot rozpędza się w fazie naziemnej do prędkości, przy której może bezpiecznie oderwać się od pasa, a następnie kontynuuje lot, w trakcie którego powinien osiągnąć bezpieczną wysokość oraz prędkość, a także konfigurację umożliwiającą kontynuowanie przelotu. Współcześnie samoloty transportowe realizują fazę startu zgodnie z wymaganiami formułowanymi przez odpowiednie przepisy, np. CS-25 [4]. Zgodnie z tymi wymaganiami start składa się z rozbiegu zakończonego rotacją i czterech etapów powietrznych: rozpędzania i wznoszenia w konfiguracji do startu, chowania podwozia, dalszego wznoszenia i rozpędzania do wysokości zmiany konfiguracji, wznoszenia w konfiguracji przelotowej do osiągnięcia wysokości 457 m (1500 ft) powyżej poziomu startu. Profil typowego startu samolotu transportowego przedstawiono na rysunku 1 [4], [6].



Rys. 1. Profil startu samolotu transportowego [2], [4], [6]

Niska efektywność fazy startu spowodowana jest względnie niską prędkością oderwania od ziemi w stosunku do prędkości przelotowej, która na ogół zbliżona jest do prędkości maksymalnej danego samolotu. Duży kąt natarcia, na którym samolot porusza się w fazie startu oraz wychylone urządzenia obniżające prędkość minimalną (klapy, sloty itp.) sprawiają, że współczynnik oporu aerodynamicznego jest wysoki, a doskonałość aerodynamiczna stosunkowo niska. Dodatkowo wysunięte podwozie powiększa opór aerodynamiczny samolotu oraz opór związany z siłą tarcia w trakcie toczenia się samolotu po pasie. W przypadku startu klasycznego nie ma możliwości znaczącego podniesienia prędkości oderwania, ze względu na ograniczenia eksploatacyjne podwozia, w szczególności wytrzymałość opon, zdolność do rozproszenia energii przez hamulce, oraz wytrzymałość podwozia i jego mechanizmu chowania na obciążenia aerodynamiczne.

Technologia MAGLEV jest jedną z najbardziej efektywnych metod rozpędzania i hamowania samolotu w fazie rozbiegu i dobiegu. Wykorzystanie samego zjawiska lewitacji magnetycznej nie jest wystarczające do startu i lądowania. Oprócz unoszenia się samolotu ponad powierzchnią pasa, istnieje również potrzeba utrzymania go na zadanym torze, jak i rozpędzenia do startu lub wyhamowania po lądowaniu lub przerwanym starcie. W celu kontrolowania energii kinetycznej samolotu podczas operacji naziemnych potrzebne jest zastosowanie silnika. Jedną z możliwości jest zastosowanie elektrycznych silników liniowych. Silniki takie mogą rozpędzić samolot bez użycia jego własnego napędu, w sposób podobny do katapulty, a ilość uzyskanej w ten sposób energii może posłużyć do opuszczenia przez samolot niskich wysokości w możliwie krótkim czasie, pozwalając na uniknięcie fazy rozpędzania nisko nad ziemią (etapy 3 i 4, rys. 1). Aby nie obciążać samolotu elementami silnika liniowego, założono, że samolot spoczywał będzie na specjalnej platformie lewitującej nad torem magnetycznym i to właśnie platforma zaopatrzona będzie w niezbędne zespoły silnika liniowego. Założono również, że samolot nie będzie posiadał klasycznego podwozia, co pozwoli zmniejszyć masę konstrukcji. Do celów transportowych samolot spoczywał będzie na specjalnym wózku, na którym będzie wjeżdżał na lewitującą platformę (rys. 2).



Rys. 2. Koncecpja startu samolotu z platformy magnetycznej [9]

# 3. Charakterystyki osiągowe samolotu

Zastosowanie systemu wspomagania startu i lądowania (Integrated Ground and on-Board System for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing – GABRIEL) pozwoli na redukcję ciężaru samolotu z powodu rezygnacji z klasycznego podwozia oraz mniejszą masę silników, których ciąg będzie dobierany na warunki przelotowe. Wyniki obliczeń przeprowadzonych dla samolotu klasy Airbus A320 pozwalają oczekiwać zmniejszenia masy startowej samolotu przystosowanego pod potrzeby systemu GABRIEL o ok. 4,6% [8], [9] oraz zmniejszenia oporu aerodynamicznego w warunkach przelotowych o ok. 1% [9], co przełoży się na porównywalne zmniejszenie zużycia paliwa. Aby oszacować wpływ zmiany masy i warunków startu na charakterystyki osiągowe samolotu, opracowano model obliczeniowy na podstawie [2], [7], [8], [10]-[14]. Opracowany model, którego schemat przedstawiono na rys. 3, pozwala wyznaczyć wszystkie niezbędne charakterystyki użytkowe analizowanej konstrukcji. Do modelu obliczeniowego samolotu wchodzą następujące modele składowe: model charakterystyk geometrycznych, model masowy, model aerodynamiki, model zespołu napędowego, model własności lotnych (osiągów), model użytkowania.



Rys. 3. Schemat modelu obliczeniowego samolotu transportowego

W celu odwzorowania własności lotnych, technicznych i osiągowych samolotu, wyodrębniono elementarne fazy lotu, takie jak:

- lot poziomy prostoliniowy ustalony,
- lot poziomy prostoliniowy nieustalony (przyśpieszony, opóźniony),
- lot w płaszczyźnie pionowej (wznoszący, opadający),
- zakręt w płaszczyźnie poziomej,
- rozbieg podczas startu,
- dobieg podczas lądowania,
- ruch na ziemi (przyśpieszony, opóźniony).

Podstawowe własności lotno-techniczne samolotu charakteryzują następujące wielkości:

x, y, z	_	współrzędne środka ciężkości,
t	_	czas lotu,
V	_	prędkość lotu w atmosferze bezwietrznej,
Pz, Px	_	siły aerodynamiczne (nośna i oporu) działające na samolot,
Ps	_	ciąg zespołu napędowego samolotu,
m	_	masa bieżąca samolotu,
S	_	powierzchnia nośna samolotu (parametry geometryczne),
$\theta$	_	kąt pochylenia samolotu,
$\varphi$	_	kąt przechylenia samolotu,
$\psi$	_	kat odchylenia samolotu.
		• •

Dla określenia parametrów:

- lotu poziomego prostoliniowego ustalonego i nieustalonego (przyśpieszonego lub opóźnionego),
- lotu w płaszczyźnie pionowej (wznoszącego, opadającego),
- zakrętu w płaszczyźnie poziomej,

odwzorowano (opisano w modelu obliczeniowym), w odpowiednich przedziałach zmienności, następujące charakterystyki:

- zespołu napędowego samolotu  $Ps = Ps(Ma, H, \overline{n}),$
- oporu czołowego samolotu  $Cx = Cx(Cx_p, \Lambda, Cz, H, Ma),$
- masy samolotu  $m = \sum m_i$ , gdzie  $m_i$  masy wszystkich zespołów samolotu,
- gęstości powietrza otaczającego samolot  $\rho = \rho(H)$ .

Założono również, że:

- wznoszenie lub opadanie samolotu zachodzi przy stałym kącie pochylenia  $\theta = \theta_0$ i kącie przechylenia  $\varphi = 0^\circ$ ,
- w zakręcie kąt przechylenia samolotu jest stały i równy jest kątowi przechylenia w zakręcie ustalonym  $\varphi = \varphi_0$ , a kąt pochylenia  $\theta = 0^\circ$ ,
- kąt  $(\alpha \gamma)$  między osią silnika a kątem toru lotu jest na tyle mały, że można przyjąć  $\sin(\alpha \gamma) \approx 0$ ,  $\cos(\alpha \gamma) \approx 1$ .

Równania ruchu samolotu w fazie wznoszenia (opadania) prostoliniowego i rozpędzania (hamowania) dla przyjętych uproszczeń przyjmują postać

$$Pz - mg \cos \gamma_W = 0$$
  

$$Ps - Px - mg \sin \gamma_W = m \frac{dV}{dt}$$
(3.1)



Rys. 4. Układ sił działających na samolot w trakcie prostoliniowego wznoszenia i rozpędzania

Przechodząc do postaci energetycznej tych równań, dogodniejszej do wykorzystania, otrzymuje się równania pozwalające wyznaczyć drogę i czas rozpędzania od wysokości  $H_0$  do  $H_K$  oraz ilość zużytego paliwa

$$L = \cos \gamma_W \int_{H_E^0}^{H_E^K} \frac{dH_E}{n_x} \qquad t = \int_{H_E^0}^{H_E^K} \frac{dH_E}{n_X V} \qquad m_{pal} = tC_j \qquad (3.2)$$

gdzie:  $H_E^0$  – wartość energii (wysokości energetycznej) obliczana dla chwili początkowej,  $H_E^K$  – wartość energii (wysokości energetycznej), obliczana dla zadanej prędkości i wysokości końcowej w rozpatrywanej fazie,  $C_j$  – średnie, sekundowe zużycie paliwa, odpowiadające warunkom pracy zespołu napędowego w rozpatrywanej fazie lotu, [kg/s].



Rys. 5. Układ sił działających na samolot w ustalonym locie poziomym

Zależności (3.2) można wykorzystywać dla krótkotrwałych stanów lotu nieustalonego. Lot ustalony samolotu na stałej wysokości może być traktowany jako przypadek szczególny prostoliniowego wznoszenia dla kąta toru  $\gamma_W = 0^\circ$ . Układ sił działających na samolotu w locie poziomym ze stałą prędkością przedstawiony został na rysunku 5.

Równania równowagi sił w ustalonym locie poziomym zapisuje się w postaci

$$Pz = mg \qquad Ps - Px = 0 \tag{3.3}$$

Zakładając, że samolot w fazie przelotu porusza się ze stałą prędkością, odległość pokonaną w czasie  $\Delta t$  wyznaczyć można na podstawie zależności

$$L = V \Delta t \tag{3.4}$$

a masę zużytego paliwa na podstawie równania

$$m_{pal} = \int_{0}^{\Delta t} C_j P_S \, dt \tag{3.5}$$

gdzie  $C_j$  – jednostkowe zużyciem paliwa [kg/(N/s)].

Ciąg zespołu napędowego Ps wyznaczany jest z warunków lotu ustalonego opisywanych równaniami (3.3) dla aktualnej masy samolotu

$$m = m_{pocz} - \int_{0}^{t} C_j P_S dt \tag{3.6}$$

gdzie $m_{pocz}$ – początkowa masa samolotu w rozpatrywanym stanie lotu.

#### 4. Wyniki

Przykładowe obliczenia przeprowadzono dla samolotu klasy Airbus A320. Dane samolotu w wersji niezmodyfikowanej pod potrzeby systemu GABRIEL zawarto w tabeli 1 [1].

Zastosowanie systemu wspomagania startu pozwoli zredukować masę samolotu ze względu na częściową lub całkowitą rezygnację z podwozia, mniejsze silniki dobierane na warunki przelotowe oraz częściową rezygnację z urządzeń obniżających prędkość minimalną w fazie startu i lądowania. Masa dodatkowych urządzeń wynikających z wymagań systemu GABRIEL w niewielkim stopniu przyczyni się do wzrostu masy zmodyfikowanego samolotu. Przeprowadzone analizy wykazały możliwość zmniejszenia masy samolotu o ok. 4,6% [9] w stosunku do wersji podstawowej, niezmodyfikowanej (tabela 1). Ciężar

Parametr	Wartość	Jednostka
Długość całkowita	$37,\!57$	m
Rozpiętość skrzydeł	34,10	m
Powierzchnia skrzydeł	122,60	$m^2$
Masa samolotu pustego	42600	kg
Maksymalna masa samolotu do startu	78000	kg
Prędkość przelotowa	0,78	Mach
Prędkość maksymalna	0,82	Mach
Długość startu	2090	m
Długość lądowania	1530	m
Zasięg dla maksymalnej masy ładunku	5900	km

Tabela 1. Parametry techniczne samolotu Airbus A320 [1]

samolotu wpływa znacząco na jego osiągi, zwłaszcza na zasięg. Co prawda, mniejsza masa samolotu powoduje zmniejszenie ciągu niezbędnego do lotu, a więc i mniejsze zużycie paliwa, lecz efekt ten nie jest najistotniejszy. Dzięki mniejszej masie konstrukcji samolotu z systemem GABRIEL wzrośnie udział masy paliwa, które samolot może zabrać na przelot, co spowoduje wzrost zasięgu. Z drugiej strony, przy tej samej masie paliwa można zabrać większy ładunek płatny, zwiększając efektywność transportową samolotu. Zmodyfikowana procedura startu (brak kołowania, wspomaganie startu systemem GABRIEL, odmienny profil startu) sprawi, że samolot w fazie startu zużyje zdecydowanie mniej paliwa i będzie rozpoczynał przelot z większą, początkową masą paliwa.



Rys. 6. Zmiana współczynnik siły nośnej dla różnych prędkości lotu

Na rysunku 6 przedstawiona została zależność współczynnik siły nośnej od prędkości dla różnych wysokości lotu zdefiniowanych poziomem lotu (FL – Flight Level). W całym zakresie prędkości dla wszystkich wysokości lotu, współczynnik siły nośnej dla samolotu w wersji zmodyfikowanej pod potrzeby systemu GABRIEL przyjmuje mniejsze wartości. Wynika to z mniejszej masy samolotu, co jest spowodowane mniejszą masą konstrukcji (o ok. 4,6%). Na rysunku 7 przedstawiona została zależność doskonałości aerodynamicznej w funkcji współczynnika siły nośnej dla różnych wartości prędkości lotu, wyrażonych liczbą Macha, w zakresie wysokości lotu od FL250 do FL400. Jak można zauważyć, samolot w wersji podstawowej, jak i zmodyfikowanej wykonuje lot w podobnych warunkach przy porównywalnych współczynnikach doskonałości aerodynamicznej. Można więc wyciągnąć wniosek, że doskonałość aerodynamiczna zależy w niewielkim stopniu od masy samolotu, dla niewielkich zmian jej wartości.



Rys. 7. Zmiana doskonałości dla różnych współczynników siły nośnej

Na rysunkach 8 oraz 9 przedstawiono zmianę ciągu niezbędnego w zależności od wysokości i prędkości lotu. Charakterystyki te odnoszą się do zakresu prędkości bliskich przelotowym. Na wykresach można zaobserwować zmniejszone zapotrzebowanie na ciąg do lotu poziomego dla samolotu w wersji zmodyfikowanej pod potrzeby systemu GABRIEL w porównaniu do wersji podstawowej.

Na rysunkach 10 oraz 11 przedstawiono również zmianę ciągu niezbędnego w zależności od wysokości i prędkości lotu, lecz tym razem dla zakresu małych prędkości lotu. W tym zakresie prędkości widzimy wyraźnie mniejsze zapotrzebowanie na ciąg dla wersji zmodyfikowanej samolotu. Analiza została przeprowadzona dla wysokości zmieniających się od FL50 do FL250. Są to typowe wysokości wykorzystywane przez samolot przy mniejszych prędkościach lotu (np. faza wznoszenia po starcie lub faza schodzenia do lądowania).



Rys. 8. Zmiana ciągu niezbędnego dla stałej prędkości i różnych wysokości lotu



Rys. 9. Zmiana ciągu niezbędnego dla stałej wysokości i różnych prędkości lotu



Rys. 10. Zmiana współczynnika siły oporu dla małych prędkości lotu



Rys. 11. Zmiana ciągu niezbędnego w zakresie małych prędkości lotu

Na rysunku 12 przedstawiono zależność masy handlowej od zasięgu dla samolotu w wersji podstawowej oraz zmodyfikowanej. Wzrost zasięgu przy pełnej masie handlowej wynika z możliwości zabrania większej ilości paliwa przez samolot zmodyfikowany, bez przekraczania dopuszczalnej masy startowej. Pełny efekt uzyskujemy przy uwzględnieniu wspomagania startu samolotu z systemem GABRIEL. Samolot wspomagany w fazie startu nie zużywa paliwa na procedury przedstartowe oraz rozpędzanie. Dzięki temu dysponuje większą masą paliwa na wykonanie przelotu, co zwiększa jego zasięg, w szczególności przy maksymalnej masie startowej.



Rys. 12. Zależność masy handlowej od zasięgu dla samolotu w wersji podstawowej i zmodyfikowanej

## 5. Uwagi końcowe

Wstępne analizy wykazują, że system wspomagania startu wykorzystujący zjawisko lewitacji magnetycznej pozwoli na:

- 4-5 procentowe zmniejszenie masy startowej samolotu, jeśli samolot w fazie startu i lądowania nie będzie korzystał z klasycznego podwozia;
- 0,5-1 procentowe zmniejszenie siły oporu w warunkach przelotowych, którego efektem będzie porównywalne zmniejszenie zużycia paliwa – uzyskane w efekcie zmniejszenia masy samolotu oraz modyfikacji geometrycznych związanych z zastosowaniem systemu GABRIEL;
- zmniejszenie zużycia paliwa w fazie rozpędzania i wznoszenia samolotu tuż po starcie. Przy porównywalnej do startu klasycznego prędkości oderwania można się spodziewać 25% zmniejszenia ilości zużytego paliwa na start. Dla większych prędkości oderwania, wykorzystując energię do dynamicznego wznoszenia we wstępnym etapie startu, redukcja zużytego paliwa będzie jeszcze większa;
- znaczące zwiększenie zasięgu samolotu przy maksymalnej masie startowej, szczególnie przy realizacji niekonwencjonalnego startu wspomaganego, zgodnie z koncepcją przyjętą w systemie GABRIEL.

# Bibliografia

- AIRBUS, A320 Airplane Characteristics for Airport Planning, AIRBUS S.A.S., Customer Services, Technical Data Support and Services, 31707 Blagnac Cedex, FRANCE, 1985
- 2. ANDERSON J.D. JR., 1999, Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, International Editions
- BRUSOW W., KLEPACKI Z., MAJKA A., 2007, Airports and Facilities Data Base, EPATS Technical Report, Project no: ASA6-CT-2006-044549
- 4. EASA, Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25, Decision No 2012/008/R of the Executive Director of the European Aviation Safety Agency, 6 July 2012
- 5. EUROCONTROL. Flight Movements 2011-2017. Medium-Term Forecast. European Organisation for the Safety of Air Navigation, Brussels, Belgium, 2011
- 6. FILIPPONE A., 2006, *Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft*, Elsevier, Great Britain
- 7. GUDMUNDSSON S., 2013, General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures, Elsevier, Oxford

- MAJKA A., KLEPACKI Z., ORKISZ M., PAWLUCZY-MAJKA J., SCHMOLL-GRUBER P., SIBILSKI K., FELISIAK P., WRÓBEL M., 2011, Aircraft Weight Breakdown and Energy Balance Calculation, Deliverable D 2.2., GABRIEL, EU project number 284884, Rzeszów
- MAJKA A., KLEPACKI Z., ORKISZ M., PAWLUCZY-MAJKA J., WYGONIK P., SIBILSKI K., FELISIAK P., WRÓBEL M., ROHACS D., ROHACS J., 2013, Effect of Maglev on Aircraft Characteristics (Geometrics, Weight, Aerodynamics, Flight Performance), Deliverable D 2.11., GABRIEL, EU project number 284884, Rzeszów
- MCCORMICK B.W., 1994, Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, Wiley, New York
- 11. RAYMER D.P., 1992, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, Washington, D.C.
- 12. ROSKAM J., 1990, Airplane Design. Part I, Preliminary Sizing of Airplane
- 13. ROSKAM J., 1985, Airplane Design. Part V: Component Weight Estimation, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas
- 14. TORENBEEK E., 1976, Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, Rotterdam

#### Analysis of the possibility of improving transport effectiveness of aircraft with the GABRIEL system

#### Abstract

Among the most important problems faced by the air transport today there can be mentioned some negative influences of aircraft and airports on the environment and the increasing costs of air transport. One of the possibilities to improve the situation is to work out innovative solutions aimed at decreasing aircraft pollution and improving transport effectiveness. There are several technologies that could be applied to reduce the harmful influence of the air transport on the environment. Novel ideas include, for example, the operation of aircraft without the conventional undercarriage system and using the ground based power and supporting systems for the take-offs and landings. If ground launched technologies are applied that accelerate and "launch" the aircraft in the air, than the power requirements could be substantially reduced even over the initial climb phase as only such power would be needed that is required to manoeuvre and fly. One of the major concepts is the use magnetic levitation technology to support aircraft take-off and landing. In the case of using the magnetic levitation, the airframe weight can be considerably reduced since the undercarriage system could be lighter or even ignored. The required engine power is determined by the take-off phase in which substantial thrust is needed. Therefore, if the aircraft could take-off and start the initial climb phase with the ground power, the installed power may be reduced

resulting in less weight, less drag and less overall fuel consumption and reduction of emission. In addition, less weight decreases the wake vortex that affects the airport capacity, whilst the production of aircraft having a smaller weight leads to savings on materials. These advantages, the lower fuel consumption and emissions, increase the sustainability of the transportation system. The aim of the paper is to analyse the performance and transport effectiveness characteristics of the aircraft in the take-off and landing using the system of magnetic levitation technology.

Praca naukowa finansowana ze środków finansowych na naukę w latach 2012-2014 przyznanych na realizację projektu międzynarodowego współfinansowanego.

# MINIMALIZACJA NIEKORZYSTNEGO ODDZIAŁYWANIA NA ŚRODOWISKO STARTU SAMOLOTU Z SYSTEMEM GABRIEL

Andrzej Majka

Wydzial Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska e-mail: andrzej.majka@prz.edu.pl

Start samolotu jest jedną z najistotniejszych faz lotu. Niska efektywność fazy startu spowodowana jest względnie niską prędkością oderwania od ziemi w stosunku do predkości przelotowej, która to na ogół zbliżona jest do prędkości maksymalnej danego samolotu. Duży kąt natarcia, na którym samolot porusza się w fazie startu oraz wychylone urządzenia zwiększające siłę nośna (klapy, sloty itp.) sprawiaja, że współczynnik oporu aerodynamicznego jest wysoki, a doskonałość aerodynamiczna względnie niska. Dodatkowo wysunięte podwozie powiększa opór aerodynamiczny samolotu oraz opór związany z siłą tarcia w trakcie toczenia się samolotu po pasie. Mała prędkość oderwania wynika z ograniczonych możliwości rozpędzenia się samolotu na współcześnie istniejących pasach startowych. Konwencjonalny start lub lądowanie trwają stosunkowo długo, a w ich trakcie samolot porusza się blisko powierzchni ziemi. Chęć zmniejszenia negatywnego oddziaływania samolotów na środowisko, w szczególności na obszary okołolotniskowe, doprowadziła do opracowania różnych koncepcji zmiany tradycyjnego sposobu startu i lądowania samolotu. Nowe technologie startu i lądowania samolotu ukierunkowane są głównie na: zmniejszenie zużycia paliwa i zmniejszenie powierzchni obszarów zajmowanych przez lotniska. Można to osiągnąć różnymi metodami: start samolotu z wykorzystaniem katapulty lub toru szynowego, bezprzewodowe mikrofalowe przesyłanie energii wykorzystywanej przez samolot do startu i ladowania, wykorzystanie zjawiska lewitacji magnetycznej (MAGLEV) w fazie startu i lądowania samolotu itp. Technologia MAGLEV jest jedną z najbardziej efektywnych metod rozpędzania i hamowania samolotu w fazie rozbiegu i dobiegu. Inne warunki oderwania samolotu od pasa wymagają innego ukształtowania trajektorii wstępnego wznoszenia. Celem pracy było dokonanie optymalizacji trajektorii wznoszenia samolotu transportowego wspomaganego w fazie startu systemem wykorzystującym lewitację magnetyczną, minimalizującej ilość zużytego paliwa oraz emisję substancji szkodliwych, a także potrzebę ominięcia najbardziej zaludnionych obszarów wokółlotniskowych.

## 1. Wstęp

Wśród najważniejszych problemów stojących współcześnie przed transportem lotniczym wyróżnić można niekorzystne oddziaływanie samolotów i lotnisk na środowisko naturalne oraz rosnące koszty przewozów. Jedną z możliwości poprawy tej sytuacji jest opracowywanie nowatorskich rozwiązań zmierzających do obniżenia emisyjności samolotów oraz poprawiających efektywność transportową. Nowe technologie startu i lądowania samolotu ukierunkowane są głównie na: zmniejszenie zużycia paliwa i zmniejszenie powierzchni obszarów zajmowanych przez lotniska. Pierwszy z wymienionych celów może zostać osiągniety różnymi metodami: start samolotu z wykorzystaniem katapulty lub toru szynowego, bezprzewodowe mikrofalowe przesyłanie energii wykorzystywanej przez samolot do startu i ladowania, wykorzystanie zjawiska lewitacji magnetycznej (MAGLEV) do wspomagania startu i ladowania samolotu itp. Technologia MAGLEV jest jedna z najbardziej efektywnych metod rozpedzania i hamowania samolotu w fazie rozbiegu i dobiegu. Technologia ta jest dobrze znana i wykorzystywana od lat w konstrukcji pociągów poruszających się z bardzo dużymi prędkościami. Uważana jest za bezpieczną i przyjazną dla środowiska. Zastosowanie jej do przyśpieszania i hamowania samolotu wymaga jednak przeprowadzenia dodatkowych badań teoretycznych oraz doświadczalnych, które powinny dać odpowiedź, czy taki system jest możliwy do realizacji, bezpieczny i ekonomicznie uzasadniony. Opis koncepcji wspomagania startu i lądowania samolotu przez system wykorzystujący technologię MAGLEV był przedmiotem kilku prac [8]-[10], które były efektem analiz prowadzonych w ramach projektu GABRIEL, finansowanego ze środków Unii Europejskiej.

Start samolotu jest jedną z najistotniejszych faz lotu. Niska efektywność fazy startu spowodowana jest względnie niską prędkością oderwania od ziemi w stosunku do prędkości przelotowej, która to na ogół zbliżona jest do prędkości maksymalnej danego samolotu. Duży kąt natarcia, na którym samolot porusza się w fazie startu oraz wychylone urządzenia zwiększające siłę nośną (klapy, sloty itp.) sprawiają, że współczynnik oporu aerodynamicznego jest wysoki, a doskonałość aerodynamiczna względnie niska. Dodatkowo wysunięte podwozie powiększa opór aerodynamiczny samolotu oraz opór związany z siłą tarcia w trakcie toczenia się samolotu po pasie. Mała prędkość oderwania wynika z ograniczonych możliwości rozpędzenia się samolotu na współcześnie istniejących pasach startowych. Konwencjonalny start lub lądowanie trwają stosunkowo długo, a w ich trakcie samolot porusza się blisko powierzchni ziemi. Zastosowanie systemu wspomagającego start samolotu wpłynie na zmniejszenie negatywnego oddziaływania samolotów na środowisko, w szczególności w obszarach okołolotniskowych. Odmienne warunki startu dają również możliwość innego kształtowania trajektorii wstępnego etapu wznoszenia samolotu po starcie w celu zmniejszenia negatywnego oddziaływania na środowisko. Celem pracy było określenie optymalnych warunków oderwania oraz optymalnej trajektorii wstępnego wznoszenia samolotu wspomaganego w fazie startu systemem wykorzystującym technologię MAGLEV, minimalizujących zużycie paliwa. W pracy zastosowano uproszczony algorytm optymalizacji trajektorii lotu wykorzystujący metodę aproksymacji toru lotu wielomianem trzeciego stopnia.

#### 2. Optymalizacja trajektorii

Zagadnienie optymalnego sterowania samolotu, w szczególności optymalizacji trajektorii lotu (wznoszenia) w celu minimalizacji zużycia paliwa, emisji hałasu lub substancji szkodliwych dla środowiska były opisywane przez wielu autorów [1], [4], [6], [7], [13], [14], [17]. Problem formułowany jest jako zagadnienie wariacyjne, w którym przy spełnieniu warunków brzegowych i ograniczeń narzuconych na trajektorię samolotu minimalizowany jest funkcjonał jakości, taki jak czas wznoszenia (lotu), ilość zużytego paliwa itp. Do jego rozwiązania wykorzystywano techniki programowania dynamicznego, którego twórcą był Bellman [3] oraz zasadę maksimum Pontriagina [12].

Do opracowania opisywanej metody wykorzystano uproszczoną realizację metody Ritza-Galerkina przybliżonego rozwiązywania zagadnień brzegowych do wyznaczenia optymalnej trajektorii lotu opisaną w [16]. Metoda pozwala wyznaczyć optymalną trajektorię lotu spełniającą warunki brzegowe oraz ograniczenia na nią narzucone. Uproszczony algorytm optymalizacji wykorzystuje wielomiany trzeciego stopnia do aproksymacji zmian wybranych parametrów lotu.

Ogólne sformułowanie zadania zakłada wyznaczenie optymalnej trajektorii ruchu aparatu latającego (rys. 1), opisanego układem n równań różniczkowych zwyczajnych

$$x_i = f_i(x_1, \dots, x_n, u_1, \dots, u_m)$$
  $i = 1, 2, \dots, n$   $m \le n$  (2.1)

przy spełnieniu warunków brzegowych

$$x(t_0) = \{x_1(t_0), x_2(t_0), \dots, x_n(t_0)\} \qquad x \in \mathbb{R}^n$$
  

$$x(t_f) = \{x_1(t_f), x_2(t_f), \dots, x_n(t_f)\}$$
(2.2)

oraz ograniczeń narzuconych na zmienne stanu oraz zmienne sterowania

$$\begin{aligned} x_{i\min}(t) &\leq x_i(t) \leq x_{i\max}(t) \\ u_{j\min}(t) &\leq u_j(t) \leq u_{j\max}(t) \end{aligned} \qquad (2.3)$$



Rys. 1. Ilustracja problemu optymalizacji trajektorii lotu

gdzie:  $x_i$  – zmienne stanu,  $u_j$  – zmienne sterowania,  $t_0$ ,  $t_f$  – czas początkowy oraz końcowy.

Charakterystyki techniczne aparatu latającego są znane i można je wyrazić w postaci

$$x_T = (x_{T1}, \dots, x_{Tr}) \qquad x_r \in \mathbb{R}^r \qquad (2.4)$$

Należy znaleźć optymalną trajektorię  $x(t), t \in (t_0, t_f)$ , zapewniającą minimalizację funkcjonału

$$J(x(t)) = \int_{t_0}^{t_f} f_0(X, U) dt$$
(2.5)

i odpowiadające jej sterowanie

$$U(t) = (u_1(t), \dots, u_m(t)) \qquad U \in \mathbb{R}^m$$
(2.6)

W przypadku rozwiązywanego zadania układ równań różniczkowych (2.1) opisujących ruch samolotu w przestrzeni ograniczony może być do następujących 7 równań wyprowadzonych w układzie współrzędnych związanym ze środkiem ciężkości samolotu (rys. 2, [5])

$$\dot{V} = g \left( \frac{T \cos \alpha - D}{mg} - \sin \gamma \right)$$
  

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{mV} [(T \sin \alpha + L] \cos \varphi - mg \cos \gamma]$$
  

$$\dot{\psi} = \frac{(T \sin \alpha + L) \sin \varphi}{mV \cos \gamma} \qquad \dot{m} = \frac{dm}{dt} = C_S$$
  

$$\dot{x} = V \cos \gamma \cos \psi \qquad \dot{y} = V \cos \gamma \sin \psi \qquad \dot{z} = \dot{h} = V \sin \gamma$$
  
(2.7)

gdzie:  $V, \gamma, \psi, \alpha$  oraz  $\varphi$  to odpowiednio prędkość całkowita, kąt toru, kąt odchylenia, kąt natarcia i kat przechylenia. Współrzędne x, y, z = h określają przestrzenne położenie samolotu. Zmienne T, D, L, m, tzw. charakterystyki techniczne samolotu (2.4), oznaczają odpowiednio ciąg, siłę oporu, siłę nośną oraz masę samolotu. Wielkość g oznacza przyśpieszenie ziemskie.



Rys. 2. Układ współrzędnych oraz siły i momenty działające na samolot w locie

Pomiędzy zmiennymi z równania (2.1) i (2.7) zachodzi związek dla współrzędnych fazowych

$$\begin{array}{ll}
 x_1 = V & x_2 = \gamma & x_3 = \psi & x_4 = m \\
 x_5 = x & x_6 = y & x_7 = h \end{array} (2.8)$$

oraz dla funkcji sterowania

$$u_1 = \varphi \qquad u_2 = T \qquad u_3 = \alpha \tag{2.9}$$

W powiązaniu z równaniami ruchu (2.7) zadanie wartości przyśpieszeń liniowych środka ciężkości względem czasu w początkowym  $(\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{h}_0)$  oraz końcowym  $(\dot{x}_f, \dot{y}_f, \dot{h}_f)$  punkcie trajektorii równoważne jest zadaniu w tych punktach

#### А. Мајка

wartości prędkości całkowitej  $V_0, V_f$ , kata toru lotu  $\gamma_0, \gamma_f$  oraz kąta odchylenia  $\psi_0, \psi_f$ .

Warunki brzegowe dla współrzędnych fazowych zapisuje się w następujący sposób

$$\begin{aligned} t &= 0 & x(0) = x_0, & y(0) = y_0 & h(0) = h_0 \\ V(0) &= V_0 & \gamma(0) = \gamma_0 & \psi(0) = \psi_0 & m(0) = m_0 \\ t &= t_f & x(t_f) = x_f & y(t_f) = y_f & h(t_f) = h_f \\ V(t_f) &= V_f & \gamma(t_f) = \gamma_f & \psi(t_f) = \psi_f & m(t_f) = m_f \end{aligned}$$
 (2.10)

Oprócz zapisanych powyżej warunków dla współrzędnych fazowych, należy określić również warunki graniczne dla zmiennych sterowania

$$\begin{aligned} t &= 0 & \varphi = \varphi_0 & T = T_0 & \alpha = \alpha_0 \\ t &= t_f & \varphi = \varphi_f & T = T_f & \alpha = \alpha_f \end{aligned}$$
 (2.11)

W przypadku optymalizacji trajektorii lotu trudno jest określić końcową wartość czasu  $t_f$  oraz prędkości i przyspieszenia końcowe. Dlatego, żeby prędkość i przyspieszenie uniezależnić od kształtu trajektorii, tzn. od współrzędnych x, y i h, zamiast czasu wprowadza się nowy argument  $\tau$ , który związany jest z czasem fizycznym t za pomocą współczynnika skali

$$\frac{dt}{d\tau} = \frac{1}{\lambda} \tag{2.12}$$

gdzie:  $\lambda$  – nieznana funkcja skali.

Układ równań opisujący ruch samolotu (2.7) wyrażony będzie względem nowej zmiennej  $\tau$  i uzupełniony wyrażeniem (2.12). Nowy układ równań, wiążący ze sobą 12 niewiadomych zmiennych, 7 zmiennych stanu (2.8), czas t, trzy zmienne sterowania (2.11) i funkcję  $\lambda$  (2.12), nie jest układem zamknięty. Aby sprawić, żeby układ równań stał się domknięty, należy dodać cztery dodatkowe związki w postaci tzw. funkcji wspierających. W charakterze takich związków wprowadzone zostaną zależności od  $\tau$  współrzędnych  $x(\tau), y(\tau), h(\tau)$ . W charakterze czwartej zależności wprowadzić można prawo zmiany prędkości lotu pomiędzy punktami początkowym i końcowym opisane funkcją  $V(\tau)$ . Wtedy funkcję  $\lambda$  wyznaczyć można na podstawie zależności

$$\lambda = \frac{V}{\sqrt{x'^2 + {y'}^2 + {h'}^2}} \tag{2.13}$$

kąty toru oraz odchylenia wyznaczane będą na podstawie

$$\sin \gamma = \frac{h'}{\sqrt{x'^2 + y'^2 + h'^2}} = \frac{h'\lambda}{V} \qquad tg\psi = -\frac{y'}{x'} \qquad (2.14)$$

W charakterze funkcji wspierającej można przyjąć dowolną funkcję ciągłą, płynnie zmieniającą się w przedziale od  $\tau_0$  do  $\tau_f$ . Doświadczenie pokazuje, że najlepiej jest przyjąć funkcję wspierającą w postaci sumy trzech wielomianów trzeciego stopnia opisanych w następujący sposób

$$x_i(\tau) = C_{i0} + C_{i1}\tau + \frac{1}{2}C_{i2}\tau^2 + \frac{1}{6}C_{i3}\tau^3$$
(2.15)

wtedy jej pochodne będą równe

$$x'_{i}(\tau) = C_{i1} + C_{i2}\tau + \frac{1}{2}C_{i3}\tau^{2} \qquad x''_{i}(\tau) = C_{i2} + C_{i3}\tau$$
  
$$x'''_{i}(\tau) = C_{i3} \qquad (2.16)$$

gdzie

$$C_{i0} = x_{i0} - [k_1] \left(\frac{a_{i2}}{6}\right) \tau_{i1}^3 - [k_2] \left(\frac{a_{i3}}{6}\right) \tau_{i2}^3$$

$$C_{i1} = x'_{i0} + [k_1] \left(\frac{a_{i2}}{2}\right) \tau_{i1}^2 + [k_2] \left(\frac{a_{i3}}{2}\right) \tau_{i2}^2$$

$$C_{i2} = x''_{i0} - [k_1] a_{i2} \tau_{i1} - [k_2] a_{i3} \tau_{i2}$$

$$C_{i3} = a_{i1} + [k_1] a_{i2} + [k_2] a_{i3}$$

$$k_1 = \begin{cases} 0 & \text{dla} \quad \tau \leq \tau_{i1} \\ 1 & \text{dla} \quad \tau > \tau_{i1} \end{cases}$$

$$k_2 = \begin{cases} 0 & \text{dla} \quad \tau \leq \tau_{i2} \\ 1 & \text{dla} \quad \tau > \tau_{i2} \end{cases}$$

$$(2.17)$$

Zaproponowana forma zapisu wielomianu w postaci (2.14) jest stosunkowo prosta i gwarantuje zachowanie własności wynikających ze specyfiki przebiegu funkcji wspierających i ich pochodnych. Postać funkcji wspierającej (2.14) dla współrzędnych  $x(\tau), y(\tau), h(\tau)$  oraz  $V(\tau)$  jest taka sama, a rozróżnienie dokonywane jest na podstawie indeksu *i*.

Wybór trzeciego stopnia wielomianu w charakterze funkcji wspierającej podyktowany był chęcią uzyskania jak największej dokładności, przy jak najmniejszym nakładzie obliczeniowym. Zastosowanie drugiego stopnia spowoduje nieciągłość drugiej pochodnej na granicach przedziałów opisywanych wielomianami. Odpowiada to skokowej zmianie sił zewnętrznych działających na obiekt. Zastosowanie wyższych stopni powoduje problemy obliczeniowe, wynikające z różnic pomiędzy współczynnikami, sięgających wielu rzędów wielkości, co jest dodatkowych źródłem błędów obliczeń numerycznych. W celu podniesienia dokładności aproksymacji ekstremali opisującej trajektorię lotu, zastosowano opis w każdym przedziale od  $\tau_0$  do  $\tau_f$  trzema wielomianami trzeciego stopnia stycznych w dwóch punktach wewnętrznych. Wariacja punktów styczności  $\tau_{1i}$  do  $\tau_{2i}$  daje efekt analogiczny do podniesienia stopnia wielomianu aproksymującego, poprawiając dokładność aproksymacji i zwiększając liczbę optymalizowanych parametrów.

#### 3. Sformułowanie zadania

Zadaniem niniejszej pracy jest określenie trajektorii wznoszenia samolotu wykonującego start z toru magnetycznego, charakteryzującej się minimalną emisją substancji szkodliwych. Tak postawiony problem jest zadaniem dość złożonym i w ogólnym przypadku wymaga uwzględnienia wielu czynników. Na wartość przyjętego wskaźnika kryterialnego będzie miało wpływ wiele czynników, takich jak: wysokość i prędkość lotu, zakres pracy silnika (silników), czas lotu oraz warunki atmosferyczne. Przy rozwiązywaniu problemu samolot traktuje się jako punkt materialny, co oznacza, że zakłada się idealny jego pilotaż, a tym samym suma wszystkich momentów na niego działających w każdym punkcie lotu musi być równa zero. Sterowanie może odbywać się zasadniczo dwoma sposobami: przez wychylenie sterów i zmiane zakresu pracy silników. Pierwszy sposób umożliwia pochylenie, odchylenie i przechylenie. Drugi sposób – zmiana predkości obrotowej silnika, pozwala na dobór odpowiedniego ciągu. Optymalizacja sprowadza się zatem do określenia takiego prawa sterowania samolotem, aby krzywa, po której będzie się on przemieszczał była ekstremalną. Tak sformułowany problem jest typowym zadaniem wariacyjnym, a otrzymana krzywa nazywa się ekstremalą. Rozróżnia się dwa zasadnicze typy takich zadań. Pierwszy to taki, w którym wszystkie wartości szukanych funkcji w punkcie początkowym i końcowym są ściśle określone. Jest to zadanie z zadanymi warunkami brzegowymi. W praktycznych zadaniach dynamiki lotu tylko część tych warunków jest dana. Są to tzw. zadania ze swobodnymi końcami. Analizowany przypadek jest właśnie takim zadaniem, przy czym zadane są tu wszystkie warunki w punkcie początkowym, a w końcowym tylko część z nich. Warunki początkowe odpowiadają momentowi oderwania się samolotu od pasa. Warunki końcowe określone są koniecznością osiągnięcia przez samolot określonej prędkości i wysokości lotu, zapewniających możliwość kontynuowania bezpiecznego wznoszenia do wysokości przelotowej. Nie wszystkie parametry mogą zmieniać się w sposób dowolny. Niektóre z nich dla optymalnej trajektorii mogłyby wykraczać poza dopuszczalne ich wartości. Z tego powodu na otrzymaną w wyniku optymalizacji trajektorię należy nałożyć odpowiednie ograniczenia zgodnie z odpowiednimi przepisami i instrukcjami eksploatacji.

W ogólnym przypadku będą to ograniczenia aerodynamiczne, wytrzymałościowe, osiągowe oraz zależne od kształtu trajektorii. Ograniczenia aerodynamiczne i wytrzymałościowe są jednymi z ważniejszych, gdyż zapewniają bezpieczną eksploatację. Należy je rozpatrywać wspólnie, ponieważ w ogólnym przypadku określa się je równocześnie, tak pod kątem wytrzymałości konstrukcji, jak i własności aerodynamicznych płatowca, a także charakterystyk osiągowych uwzględniających możliwość wystąpienia awarii. Przy czym jako dopuszczalną wartość, której nie wolno przekroczyć, przyjmuje się z pewnym zapasem bezpieczniejszą. Jako kryteria bierze się pod uwagę następujące czynniki:

- wytrzymałość konstrukcji płatowca, silników i pozostałych elementów samolotu,
- sterowność i stateczność samolotu,
- zjawiska związane z małymi i dużymi prędkościami lotu,
- pułap praktyczny samolotu,
- wpływ burzliwej atmosfery.

W analizowanym przypadku jako ograniczenia tego typu przyjmuje się nieprzekroczenie: maksymalnej prędkości lotu, dopuszczalnego współczynnika obciążenia oraz dopuszczalnego kąta natarcia. Ograniczenia zależne od kształtu trajektorii lotu uwzględniają minimalną wysokość nad terenem oraz omijanie obszarów zakazanych lub niebezpiecznych itp.

# 4. Wyniki obliczeń

Obliczenia wykonano dla samolotu Airbus A320, którego charakterystyki techniczne wyznaczono metodami obliczeniowymi. Zadanie polega na znalezieniu optymalnej trajektorii wstępnego etapu wznoszenia samolotu, który w fazie rozbiegu rozpędzany jest systemem wykorzystującym zjawisko lewitacji magnetycznej. Zakłada się, że samolot rozpędzany jest do prędkości oderwania przez system naziemny, następnie wznosi się w locie silnikowym do wysokości 10 000 ft, omijając duże skupiska ludzkie. Następnie kontynuuje lot zgodnie z założonymi procedurami przelotowymi. Definicje konfiguracji samolotu wykorzystywanych w obliczeniach i przyjęte zgodnie z [2] zawiera tabela 1. Obliczenia wykonano dla startów wykonanych według trzech różnych scenariuszy i wyniki porównano ze startem konwencjonalnym. Definicje analizowanych scenariuszy zawiera tabela 2. Tabela 3 zawiera zestawienie warunków brzegowych dla których wykonano obliczenia.

Konfiguracja	Faga lotu	Kąt wychylenia	
(CONF)	Faza lotu	klap [deg]	slotów [deg]
0	Przelot	0	0
2	Start	15	22
3	Start/podejście do lądowania	20	22
Full	Lądowanie	35	27

Tabela 1. Definicje konfiguracji samolotu

Tabela 2. Definicje analizowanych scenariuszy startu [15]

Masa		Prędkość	Poziom mocy	
samolotu	Scenariusz	oderwania	silników w chwili	CONF
[kg]		[m/s]	oderwania [%]	
71 168,44*	I – Accelerated	75	$\cong 0$	CONF 2
	II – Conventional	75	100	CONF 2
	III – Unconventional	110	100	CONF 0
*l_t (ADDIEI [0] [11]				

\* samolot z systemem GABRIEL, [8], [11]

Tabela 3. Warunki brzegowe optymalizacji

Parametr	Wartość	Jednostka
<i>x</i> <sub>0</sub>	0	m
$y_0$	0	m
$h_0$	0	m
$V_0 = V_{LOF}$ (zależnie od scenariusza)	tabela $2$	m/s
$ au_0$	0.02	rad
$h_f$	FL100	
$V_f$	275	knot
$ROC_f$ – końcowa prędkość wznoszenia	2200	fpm

Poszukiwanie optymalnej trajektorii minimalizującej zużycie paliwa oraz emisję substancji szkodliwych wykonano przy uwzględnieniu faktycznych ograniczeń zewnętrznych. Przyjęto następujące ograniczenia na etapie wyznaczania trajektorii lotu:

- dla współrzędnych drogi:  $x \ge 0, \, h \ge 0,$
- dla współczynnika siły nośnej:  $Cz < Cz_{max}$  ( $\alpha < \alpha_{kryt}$ ),
- dla współczynnika obciążenia: n < 1,2,
- dla ciągu zespołu napędowego:  $T(h, V) < T_{max}(h, V)$ .

Trajektorie wznoszenia zostały wyznaczone dla lotniska Schiphol k. Amsterdamu. Założono, że samolot startuje z pasa o oznaczeniu RWY 27, wykonując rozbieg na kursie 265°. Plan sytuacyjny pokazujący położenie lotniska oraz rozmieszczenie stref dużych skupisk ludzkich znajduje się na rysunku 3. Tabela 4 zawiera zestawienie ilości paliwa niezbędnego na wykonanie startu klasycznego oraz startów wspomaganych systemem GABRIEL, według scenariuszy zdefiniowanych w tabeli 2. Rysunek 4 pokazuje kształty trajektorii optymalnych dla analizowanych przypadków. Zależność przebytej drogi w poziomie i pionie dla trajektorii optymalnych przedstawiony został na rysunku 5. Zależność ta stanowi profil trajektorii optymalnej w rozwinieciu. Na rysunku 6 przedstawiona została zależność predkości całkowitej od czasu dla trajektorii optymalnych. Start konwencjonalny (reference a/c) charakteryzuje się stale narastającą prędkością, aż do osiągnięcia zakładanych warunków końcowych wznoszenia. W scenariuszu I prędkość narasta stosunkowo wolno ze względu na niski poziom mocy w momencie oderwania się samolotu od pasa. W scenariuszu II prędkość narasta szybciej, lecz jej wzrost w początkowym etapie jest limitowany przez ograniczenia dla wysuniętej mechanizacji. W scenariuszu III prędkość wzrasta do największych wartości, a ostatni etap wznoszenia realizowany jest w manewrze dynamicznym, przy wykorzystaniu wcześniej zgromadzonej energii.



Rys. 3. Położenie punktu startu i stref o dużym zagęszczeniu ludności

Analizowany przpadek	Masa paliwa [kg]
Conventional	449,49
Scenario I	418,38
Scenario II	386,00
Scenario III	$329,\!35$

Tabela 4. Masa paliwa zużytego na wznoszenie



Rys. 4. Optymalne kształty trajektorii lotu



Rys. 5. Profil pionowy optymalnych trajektorii



Rys. 6. Przebieg prędkości całkowitej

Na rysunku 7 przedstawiono zmianę kąta toru lotu w trakcie wznoszenia. Scenariusz I charakteryzuje się najmniejszymi zmianami kąta toru lotu, mniejszymi niż start klasyczny. Największe wartości kąta toru lotu otrzymano dla scenariusza II. Podczas startu realizowanego według scenariusza III maksymalne wartości kata toru lotu są nie większe niż dla startu klasycznego i są osiągane w końcowej fazie wznoszenia. Rysunek 8 przedstawia zmianę prędkości wznoszenia dla trzech analizowanych scenariuszy. Najmniejsze prędkości wznoszenia występują dla startu klasycznego. Dla scenariusza pierwszego wstępny etap wznoszenia realizowany jest z najmniejszymi prędkościami pionowymi. Przebieg prędkości wznoszenia dla scenariusza drugiego i trzeciego jest zbliżony. W scenariuszu trzecim wstępny etap wznoszenia realizowany jest z największymi prędkościami pionowymi.



Rys. 7. Przebieg kąta toru lotu



Rys. 8. Przebieg prędkości wznoszenia

# 5. Wnioski

Praca dotyczy wyznaczenia optymalnej trajektorii wstępnego etapu wznoszenia samolotu transportowego, wspomaganego w fazie rozbiegu systemem wykorzystującym zjawisko lewitacji magnetycznej. Odmienne od klasycznego przypadku warunki startu (wieksza predkość oderwania, brak podwozia, konfiguracja gładka w momencie oderwania od pasa) pozwalaja w inny sposób ukształtować trajektorię wznoszenia, niż dla obecnie realizowanych startów klasycznych. Można w ten sposób otrzymać znaczące oszczedności paliwa zużywanego w tej fazie. Wyznaczenie trajektorii wznoszenia zapewniającej minimalizację zużycia paliwa dało również rozwiązanie charakteryzujące się minimalną emisją substancji szkodliwych dla środowiska. Do wyznaczenia optymalnej trajektorii wznoszenia wykorzystano metodę Ritza-Galerkina przybliżonego rozwiązywania zagadnień brzegowych, zapewniająca uzyskanie wystarczającej do celów praktycznych dokładności. Dzięki uwzględnieniu obszarów o dużym zaludnieniu uzyskana trajektoria omijająca te obszary daje również rozwiązanie charakteryzujące się mniejszą uciążliwością dla ludzi ze względu na emisję hałasu. Dalsze prace dotyczyć będą optymalizacji warunków startu oraz wyznaczania trajektorii optymalnej dla bardziej rozbudowanych i dokładniejszych modeli emisji hałasu oraz substancji szkodliwych dla środowiska.

#### Bibliografia

1. ABDALLAH L., HADDOU M., KHARDI S., 2010, Optimization of operational aircraft parameters reducing noise emission, *Applied Math. Sc.*, 4, 1, 515-535

- AIRBUS, 1985. A320 Airplane Characteristics for Airport Planning, AIRBUS S.A.S.
- 3. BELLMAN R., 1954, *The Theory of Dynamic Programing*, The Rand Corporation. Santa Monica, California.
- 4. ELBIR T., 2008, Estimation of engine emissions from commercial aircraft at a midsized Turkish airport, *Journal of Environmental Engineering*, 210-215
- 5. ETKIN B., REID L.D., 1996, *Dynamics of Flight*, John Wiley and Sons, 3rd ed.
- KHAN S., 2002, Flight trajectories optimization, ICAS 2002 Congress, Toronto, Canada
- KHARDI S., 2012, Aircraft flight path optimization. The Hamilton-Jacobi-Bellman considerations, Applied Mathematical Sciences, 6, 25, 1221-1249
- MAJKA A., KLEPACKI Z., ORKISZ M., PAWLUCZY-MAJKA J., SCHMOLL-GRUBER P., SIBILSKI K., FELISIAK P., WROBEL M., 2011, Aircraft Weight Breakdown and Energy Balance Calculation, Deliverable D 2.2., GABRIEL, EU project number 284884, Rzeszów
- MAJKA A., 2012, Analiza potencjalnych korzyści wynikających z zastosowania systemu wspomagania startu samolotu transportowego wykorzystującego zjawisko lewitacji magnetycznej, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 2012, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa
- MAJKA A., 2013, Take-off aided by magnetic levitation technology, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 85, 6, 435-442
- MAJKA A., KLEPACKI Z., ORKISZ M., PAWLUCZY-MAJKA J., WYGONIK P., SIBILSKI K., FELISIAK P., WROBEL M., ROHACS D., ROHACS J., 2013, Effect of Maglev on Aircraft Characteristics (Geometrics, Weight, Aerodynamics, Flight Performance), Deliverable D 2.11., GABRIEL, EU project number 284884, Rzeszów
- 12. PONTRYAGIN L., BOLTYANSKY V., GAMKRELIDZE V, MISCHENKO E., 1962, Mathematical Theory of Optimal Processes, Wiley-Interscience, New York
- 13. PRATS X., PUIG V., QUEVEDO J., NEJJARI F., 2008, Optimal departure aircraft trajectories minimising population annoyance, 3rd International Conference on Research in Air Transportation (ICRAT), Fairfax, Virginia, USA
- 14. PRATS X., QUEVEDO J., PUIG V., 2009, Trajectory management for aircraft noise mitigation, ENRI International Workshop on ATM/CNS, Tokyo, Japan
- ROHACS J., ROHACS D., SCHMOLLGRUBER P., VOSKUIJL M., 2012, GA-BRIEL Operational Concept, Integrated Ground and on-Board system for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing GABRIEL, Deliverable D2.9, EU project number 284884, Budapest

- 16. TARANIENKO W.T., MOMDZI W.G., 1986, Simple variational method in boundary value problems of flight dynamics, Maszinostrojenije, Moscow [in Russian]
- 17. WIJNEN R.A.A., VISSER H.G., 2001, Optimal departure trajectories with respect to sleep disturbance, 7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Maastricht, The Netherlands

#### Minimalization of take-off negative environmental impact of aircraft with the GABRIEL system

#### Abstract

The aircraft take-off is one of the most essential phases of the flight. The low efficiency of the take-off phase is caused by a relatively low liftoff speed in relation to the flight speed which is usually close to the maximal speed of the given aircraft. A large angle of attack at which the aircraft moves in the take-off phase and the extended devices increasing the carrying capacity (flaps, slots and so on) cause a high coefficient of the aerodynamic drag and a relatively low lift/drag ratio. Additionally, the extended landing gear increases the aerodynamic drag and the resistance connected with the friction force during the bowling of the aircraft at the runway. The small speed of the liftoff also follows from the limited abilities of the aircraft acceleration on the currently existing runways. A conventional take-off or landing lasts relatively long, and during these operations the aircraft moves close to the ground surface. The eagerness to decrease the negative impact of the aircraft on the environment, especially on the areas near the airports, has led to working out different concepts of changing the conventional way of the aircraft take-off and landing. New technologies of the aircraft take-off and landing are mainly focused on: decreasing the fuel consumption and decreasing the surface of areas occupied by the airports. The first mentioned aim can be achieved by different methods: the aircraft take-off with using the catapult or the rail track, wireless microwave sending of energy used by the aircraft for the take-off and landing using the phenomenon of magnetic levitation (MAGLEV). The MAGLEV technology is one of the most effective methods of accelerating and braking the aircraft in the phase of the run and landing roll operation. Different lift-off conditions of aircraft supported by a ground based system needs a different form of the trajectory during the initial phase of climb. The aim of the present work is to determine the optimal conditions of take-off and the optimal trajectory of the initial part of the aircraft aided by the system using the MAGLEV technology, minimizing fuel consumption and noise emission. The simplified algorithm of optimization of the flight trajectory is used in this work. It incorporates a method of approximating the flight path by a third degree polynomial.

Praca naukowa finansowana ze środków finansowych na naukę w latach 2012-2014 przyznanych na realizację projektu międzynarodowego współfinansowanego.

# MAGNETYCZNY SYSTEM STARTU I LĄDOWANIA STATKÓW POWIETRZNYCH – PROJEKT GABRIEL

Krzysztof Sibilski

Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Politechnika Wrocławska e-mail: krzysztof.sibilski@pwr.wroc.pl

Krzysztof Falkowski, Aleksander Olejnik

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa e-mail: krzysztof.falkowski@wat.edu.pl; aleksander.olejnik@wat.edu.pl

W artykule przedstawiona jest konstrukcja wyrzutni magnetycznej przeznaczonej do startu i lądowania małych statków powietrznych. Omówiona została konstrukcja toru magnetycznego, napędu oraz zawieszeń magnetycznych z nadprzewodnikami. Analizy pola magnetycznego wykonano metodą elementów skończonych. Przedstawiono algorytm sterowania i wyniki jego eksperymentalnej weryfikacji.

# 1. Wstęp

Jednym z problemów związanych z użytkowaniem i eksploatacja bezzałogowych statków powietrznych jest ich wyrzucanie i odzyskiwanie. Duże statki bezzałogowe stosują techniki wykorzystywane w lotnictwie klasycznym, czyli podwozie stałe lub chowane, które umożliwia rozpędzanie statku powietrznego do prędkości startowej oraz jego przyziemienie i wyhamowanie podczas lądowania. Proces jest realizowany z wykorzystaniem przygotowanych dróg startowych. Zupełnie inne problemy występują przy starcie znacznie mniejszych statków powietrznych. Przy wzroście masy startowej wyrzucenie z ręki lub wyrzutni recznej jest bardzo skomplikowane i niebezpieczne dla personelu. Wiecej problemów pojawia się przy odzyskiwaniu statków powietrznych, ponieważ lądowanie odbywa się w terenie przygodnym. Dlatego dochodzi do uszkodzenia statków powietrznych i wyposażenia. Dla większych statków bezzałogowych wykorzystuje się wyrzutnie, które do wystrzelenia statku powietrznego wykorzystują energię ładunków prochowych lub energię sprężystą (np. guma). Lądowanie musi odbywać się z wykorzystaniem innego systemu (np. spadochrony, poduszki powietrzne, lądowanie w terenie przygodnym). Innym, znacznym ograniczeniem wyrzutni jest wytracanie energii nagromadzonej w wózku, który po wyczepieniu samolotu porusza się po torze wyrzutni. Dlatego wyrzutnie tego typu stosuje się do stosunkowo niedużych samolotów. Problem znacznie narasta przy wzroście masy startowej ponad 200 kg i prędkości około 70 m/s.

Obecnie prowadzone są prace umożliwiające wyrzucanie i odzyskiwanie statków powietrznych z wykorzystaniem systemów magnetycznych. System taki składa się z magnetycznych torów umożliwiających lewitację magnetyczną sań oraz liniowy silnik elektryczny. Zawieszenia magnetyczne eliminują tarcie miedzy torem a saniami z samolotem, natomiast napęd odpowiedniej mocy umożliwi wyrzucenie samolotu, który po uzyskaniu prędkości startowej oddziela się od sań.

W artykule przedstawiona została konstrukcja wykonanego w ramach projektu GABRIEL systemu magnetycznego umożliwiającego wyrzucanie małych bezzałogowych samolotów. Przedstawiona praca ma na celu weryfikację założeń przyjętych w projekcie GABRIEL.

### 2. Start i lądowanie z wykorzystaniem wyrzutni magnetycznej

System startu i lądowania zbudowany jest z toru, na którym umieszczony został specjalny wózek z saniami (rys. 1). Samolot przed startem znajduje się na wózku. Następnie samolot wraz z wózkiem umieszczony jest na saniach magnetycznych. Do rozpędzania sań wykorzystany jest liniowy silnik elektryczny. Po uzyskaniu prędkości startowej następuje oddzielenie samolotu od wózka. Samolot przechodzi w zakres wznoszenia, natomiast sanie wraz z wózkiem hamują. Po zatrzymaniu sań następuje oddzielenie wózka, który udaje się na miejsce postojowe. Sanie powracają do pozycji startowej lub przygotowują się do przyjęcia lądującego samolotu.



Rys. 1. System startu GABRIEL

Podczas lądowania (rys. 2) procedura realizowana jest w odwrotnej kolejności. Po osiągnięciu pozycji decyzyjnej na ścieżce schodzenia (kurs i wysokość) uruchamiany jest system lądowania. Sanie z wózkiem rozpędzają się,
a po uzyskaniu odpowiedniej prędkości, następuje synchronizacja prędkości sań i samolotu. Na saniach znajduje się wózek, którego zadaniem jest przechwycenie lądującego samolotu. Po synchronizacji prędkości samolotu i sań, samolot wyrównuje, a następnie osiada na wózku. System wchodzi w zakres hamowania, sanie wytracają energię i po zatrzymaniu samolot wraz z wózkiem zjeżdżają na miejsce postojowe. System przygotowuje się do kolejnego startu lub lądowania.



Rys. 2. System lądowania GABRIEL

Zastosowanie takiego rozwiązania wiąże się ze znacznymi korzyściami ekonomicznymi, ponieważ tego typu start pozwala zaoszczędzić paliwo, które można wykorzystać podczas lotu – zwiększenie zasięgu. Dodatkowym atutem jest prosta konstrukcja samolotu, ponieważ niezbędny jest tylko system cumowania do wózka, natomiast wyeliminowany jest układ podwozia wraz z instalacjami niezbędnymi do jego sterowania i kontroli pracy.

Kolejnym problemem jest emisja hałasu i zanieczyszczeń, które dostają się na małej wysokości do atmosfery. Coraz częściej pojawiają się pytania dotyczące emisji szkodliwych czynników do atmosfery przez statki powietrzne. Dlatego każde ograniczenie emisji szkodliwych czynników i zastąpienie jej energią elektryczną jest działaniem proekologicznym. Energia elektryczna obecnie jest zaliczana do zielonej energii. Dodatkowym czynnikiem jest poprawa bezpieczeństwa w zakresie wykonywania manewru startu i lądowania oraz ruchu statków powietrznych w porcie lotniczym.

## 3. Wyrzutnia magnetyczna

Wyrzutnia magnetyczna składa się z systemu zawieszeń magnetycznych i napędu liniowego (rys. 3a). Poszczególne elementy systemu zamontowane są na stabilnych płytach. Wyrzutnia składa się z sześciu sekcji/płyt o długości 960 mm. Na płytach umieszczone są kątowniki umożliwiające montaż napędu liniowego oraz podpór przeznaczonych do montażu i regulacji torów magnetycznych. Wyrzucany samolot umieszczony jest na saniach magnetycznych, które stanowią ruchomy element wyrzutni. Sanie zbudowane są ze sztywnej ramy aluminiowej, do której dołączone są elementy zawieszeń magnetycznych oraz liniowego silnika elektrycznego (rys. 3b).



Rys. 3. Wyrzutnia magnetyczna (a), sanie magnetyczne (b)

Do rozpędzania wykorzystany został silnik liniowy LMCA firmy HIWIN. Silnik składa się ze statorów połączonych w jeden liniał (rys. 4b). Poszczególne statory mają długości 320 mm (rys. 4a). Na płycie umieszczone są trzy statory, których wspólną linię wyznacza kątownik. Miedzy płytami połączenie realizowane jest przez system kołków prowadzących wraz ze specjalnymi śrubami ściągającymi, które wyposażone są w stożki prowadzące.



Rys. 4. Pojedynczy stator napędu liniowego (a) i połączone w linie statory wyrzutni (b)

Biegnik silnika liniowego zamontowany jest do ramy sań. System został tak zaprojektowany, by można było wykonać regulację ustawienia pozycji biegnika względem torów. Dodatkowo na saniach umieszczone są proste koła wykonane z małych łożysk tocznych, których zadaniem jest ograniczenia ruchu biegnika przy występowaniu ruchów bocznych spowodowanych przejściami między torami oraz niewyważeniem.



Rys. 5. Biegnik napędu liniowego

Silnik zasilany jest przez falownik jednofazowy (rys. 6). W falowniku zaprogramowane są krzywe rozpędzania i hamowania. Bezpośrednia zmiana częstotliwości realizowana jest przez zewnętrzne napięcie zmieniające się w zakresie  $0 \pm 10$  V. Dodatkowo falownik jest sterowany trzema sygnałami logicznymi, które odpowiedzialne są za ruch biegnika w prawo, ruch biegnika w lewo oraz blokadę pracy falownika. Odblokowanie lub aktywizacja kierunku ruchu odbywa się przez podanie niskiego poziomu sygnału – "0" logiczne. Falownik może być sterowany ręcznie przez zadawanie częstotliwości z wykorzystaniem numerycznej klawiatury.



Rys. 6. Sterownik i falownik do zasilania silnika liniowego

Zmieniając częstotliwość, można regulować prędkość sań magnetycznych. Prędkość vsilnika liniowego określona jest zależnością

$$v = 2\tau f \tag{3.1}$$

gdzie:  $\tau$  – podziałka biegunowa silnika liniowego, f – częstotliwość zasilania.

Zasilanie do uzwojeń biegnika doprowadzane jest przez przewód elektryczny umieszczony w prowadniku (rys. 3a). Elementem prowadzącym prowadnik jest specjalna rynna przeciwpoślizgowa. Prowadnik ponadto stabilizuje ruch sań na obranym kierunku. Należy zaznaczyć, że tak wykonany system zasilania nie jest rozwiązaniem optymalnym. Znacznie lepszym rozwiązanie jest odwrócenie funkcji i umieszczenie małego zespołu magnesów na saniach, natomiast uzwojenia powinny zostać zamocowane do płyty. Niestety względy modułowości oraz brak tego typu rozwiązań dostępnych na rynku znacznie ograniczył obszar poszukiwań. Silnik taki powinien być zaprojektowany tylko na użytek wyrzutni.

Na saniach magnetycznych umieszczony jest system wspomagania lądowania, który obejmuje ruchomą platformę, ustawiającą się automatycznie względem położenia kątowego statku powietrznego. Platforma i samolot opracowane zostały przez zespół naukowy z Aachen. Na rysunku 7 przedstawione są sanie z platformą, natomiast na rysunku 8 znajduje się samolot.



Rys. 7. Sanie z platformą do lądowania

## 4. Prowadnice magnetyczne

Jednym z głównych elementów systemu są magnetyczne zawieszenia pasywne. Zadaniem zawieszeń jest utrzymanie w stanie lewitacji magnetycz-



Rys. 8. Samolot wykorzystywany w testach lądowania i startu

nej, czyli bez kontaktu mechanicznego, sań wyrzutni. Wyeliminowanie tarcia znacznie poprawia właściwości dynamiczne systemu.

Do podparcia sań magnetycznych wykorzystano magnetyczne zawieszenia pasywne z nadprzewodnikami. Zawieszenie tego typu składa się z zespołu magnesów oraz nadprzewodników znajdujących się w specjalnym pojemniku. Pojemnik oprócz nadprzewodników zawiera ciekły azot. Wykonany jest z materiału o bardzo małej przewodności cieplnej, który izoluje zawartość pojemnika (ciekły azot z zatopionymi nadprzewodnikami) od otoczenia i uniemożliwia zbyt szybkie odparowanie azotu i ogrzanie nadprzewodników. Pojemnik jest tak ukształtowany, by ciekły azot opływał jak największą powierzchnię nadprzewodników. Pokrywa ma za zadanie ograniczać ruch nadprzewodników w górę (reakcja zawieszenia pasywnego). W pokrywie umieszczono otwór do napełniania azotem oraz małe otwory odpowietrzające zbiorniki. Pokrywa i pojemnik przedstawione są na rys. 9.



Rys. 9. Pojemnik zawieszenia pasywnego

W podstawie pojemnika wykonano wybranie, które umożliwia wpływanie azotu pod nadprzewodnik. Dlatego podstawa pojemnika ma grubość 2 mm.

Ponieważ występowały przypadki uszkodzenia pojemników, to dodatkowo zostały zabezpieczone matą z włókna węglowego. W pojemniku znajdują się cztery nadprzewodniki YBCO o temperaturze krytycznej 93 K. Nadprzewodniki mają kształt walców o średnicy 21 mm i wysokości 8 mm. Do podstawy dociskane są przez pokrywę zamykającą pojemnik. Konstrukcja pokrywy przedstawiona jest na rys. 9b. Mocowanie pojemników do sań przedstawione jest rys. 10.



Rys. 10. Mocowanie pojemnika z nadprzewodnikami (a) i lewitujący pojemnik z nadprzewodnikami (b)

Mocowanie pojemników umożliwia regulację wysokości pojemnika względem sań. Przez regulację wysokości pojemnika można zmieniać wartość maksymalnego obciążenia. Prowadzi to do umieszczenia nadprzewodnika w polu magnetycznym o większej wartości, co powoduje wygenerowanie większej siły magnetycznej, która może równoważyć większe obciążenie sań.

Kolejnym elementem zawieszenia jest tor magnetyczny, który zbudowany jest z magnesów o różnej wartości wektora magnetyzacji. Na rysunku 11a przedstawione są wyniki analizy metodą elementów skończonych rozkładu pola magnetycznego w tablicy magnesów. Magnesy, stanowiące centralną warstwę tablicy, posiadają orientację wektora magnetyzacji skierowaną przeciwnie niż magnesy tworzące warstwy zewnętrzne. Taki układ magnesów powoduje ukierunkowanie pola magnetycznego. Na rysunku 11b przedstawiony jest rozkład pola magnetycznego nad torem magnetycznym. Pole to przyjmuje kształt "rynny", w której porusza się nadprzewodnika. "Rynna" magnetyczna zapewnia prowadzenie nadprzewodnika i zapewnia stabilną lewitację oraz utrzymywanie kierunku.

## 5. Układ sterowania i eksperymentalna weryfikacja stanowiska

W systemie startu i lądowania zastosowano zawieszenia pasywne, które nie wymagają sterowania. Stabilna lewitacja oraz wartość szczeliny (położenie pionowe sań) jest zapewnione przez wzajemne położenie magnesów i nadprze-



Rys. 11. Wektor magnetyzacji w tablicy magnesów (a), rozkład pola magnetycznego nad tablicą magnesów (b)

wodników oraz właściwości materiałów. Szerzej powyższe problemy omówiono w poprzednim rozdziale.

Sterowanie ogranicza się do zapewnienia odpowiedniej pozycji liniowej sań na torze. Do sterowania wyrzutnią wykorzystany jest sterownik cRIO wyposażony w moduły wejść i wyjść analogowych oraz moduły wejść i wyjść cyfrowych (rys. 6). Moduły wyjść analogowych generują napięcia z przedziału  $0 \div 10$  V. Zmiana napięcia podawana jest na wejście falownika. W falowniku zaprogramowana jest charakterystyka, według której zadane napięcie zamienia na częstotliwość napięcia zasilającego silnik liniowy. Korzystając z zależności (3.1), można uzyskać pożądaną prędkości liniową sań.

Ostatecznie dla przyjętej charakterystyki (rys. 12a) można uzyskać zmianę prędkości sań magnetycznych w przedziale od 0 m/s do 2,24 m/s. Wzmocnienie między napięciem a częstotliwością wynosi 7 Hz/V, natomiast wzmocnienie między napięciem a prędkością wynosi 0,224 m/sV. Moduł wejść analogowych wykorzystywany jest do rejestracji zadanych wartości napięcia na wyjściu falownika.



Rys. 12. Charakterystyka statyczna falownika (a) i przyłącze falownika (b)

W systemie sterowania wykorzystano czujnik laserowy, który mierzy odległość do pozycjonowanego elementu z dokładnością do 1 mm w zakresie od 0 do 30 m. Oprócz informacji o odległości do elementu, czujnik laserowy posiada dwa przekaźniki  $Q_1$  i  $Q_2$ , dla których można zaprogramować przedział odległości, w którym sygnał przyjmuje odpowiednią wartość logiczną. Przekaźnik  $Q_1$ wykrywa pozycję startową sań magnetycznych i jest odpowiedzialny za określenie prawidłowej pozycji sań na torze przed rozpoczęciem ruchu. Natomiast przekaźnik  $Q_2$  wykrywa pozycję sań, dla której rozpoczyna się proces hamowania. Podczas wykonywania ruchu sań występują siły bezwładności, które uniemożliwiają natychmiastowe ich zatrzymanie lub zmianę kierunku ruchu. Stany logiczne przekaźników  $Q_1$  i  $Q_2$  i przycisku startu "Go" tworzą wektor wielkości wejściowych:  $[Q_1, Q_2, Go]$  automatu stanu (automat Moore'a).

Dla systemu wyróżniono sześć stanów pracy i stan awaryjny. Przejście do stanu awaryjnego następuje jeżeli:

- naciśnieto przycisk "AWARIA" na panelu sterującym,
- czujnik pokazuje wartość większą niż 6000 mm.

Stan "AWARIA" jest nadrzędny względem pozostałych. Zaistnienie tego stanu oznacza, że na wejście falownika podawane jest napięcie sterujące o wartości 0 V, natomiast wektor sterujący, wyznaczony przez automat stany, blokuje ruch falownika.

Na rysunku 13 przedstawiony jest graf automatu stanu, który steruje pracą wyrzutni lewitacyjnej. Automat posiada sześć stanów. Po uruchomieniu sytemu sterowania automat wprowadzany jest w stan inicjalizacji ("Ini." rys. 13). Podczas inicjalizacji sprawdzane jest położenie sań magnetycznych. Jeżeli system wykryje prawidłowe położenie (sygnał z przekaźnika Q<sub>1</sub>), to automat przechodzi do stany gotowości ("Ready"), która jest sygnalizowana komunikatem. Nieprawidłowe ustawienie sań na torze powoduje wygenerowanie komunikatu o błędzie pozycji (przejście w stan "Error"). Przed uruchomieniem inicjalizacji przeprowadzana jest diagnostyka sygnałów  $Q_1$  i  $Q_2$ . Po wykryciu prawidłowej pozycji i przyciśnięciu przycisku "Start" w panelu głównym programu następuje ustawienie wartości logicznej "Go" na "true" i automat przechodzi w stan pracy ("Start") rozpoczyna się ruch sań. Kierunek ten jest ustalony jako ruch w prawo. Po dotarciu do punktu hamowania (zadziałanie przekaźnika  $Q_2$ ), sanie wytracają prędkość (stan "Stop") i następnie rozpoczyna się powrót do pozycji wyjściowej (stan "Back"). Powrót trwa do momentu zadziałania przekaźnika  $Q_1$  i ruch ten odbywa się w lewo.

Sterownik generuje wektor wyjściowy obejmujący trzy sygnały  $P_1$ ,  $P_2$ .  $P_3$ , które odpowiedzialne są odpowiednio za ruch w prawo napędu liniowego, ruch w lewo napędu liniowego i sygnał aktywacji falownika. Wejścia falownika  $P_1$ ,



Rys. 13. Automat stanu sterujący pracą wyrzutni magnetycznej z zaznaczeniem wartości wektora wejść



Rys. 14. Automat stanu sterujący pracą wyrzutni magnetycznej z zaznaczeniem wartości wektora wyjść

 $P_2$ ,  $P_3$  aktywowane są niskim poziomem sygnału logicznego. Dodatkowo na wejście  $V_1$  podawane jest napięcie regulujące prędkość sań. Rozróżnia się trzy prędkości, które odpowiadają napięciom podanym na wejście falownika. Napięcie rozpędzania  $U_{st}$  podawane, gdy automat jest w stanie "Start". Kolejne napięcie  $U_{sp}$  podawane jest po wejściu automatu w stan "Stop" i ostatnie  $U_b$  podawane jest, gdy sanie powracają do pozycji wyjściowej (automat w stanie "Back"). W pozostałych stanach oraz podczas awarii podawane jest napięcie równe 0 V.



Rys. 15. Lądowanie na platformie magnetycznej: (a) ruch sań w kierunku punktu Q<sub>2</sub>, (b) punkt hamowania i zmiany kierunku ruchu, (c) powrót sań i podejście samolotu, (d) zbliżanie samolotu, (e) lądowanie, (f) zatrzymanie sań w punkcie zatrzymania Q<sub>1</sub>

Automat stanów wykorzystany został do realizacji procedury startu i lądowania. Podczas startu automat w stanie "Start" ustala wartość napięcia, która odpowiada prędkości 2 m/s, zgodnie z wymaganiami dostawcy samolotu. W stanie "Stop" hamowanie sań realizowane jest przez ustawienie pracy wstecznej silnika oraz wysterowania maksymalną prędkością odpowiadającą częstotliwości napięcia zasilania 70 Hz. Po jednym cyklu pętli automat przechodzi do stanu "Back" i sanie powracają z prędkością 0,2 m/s do położenia wyjściowego. W tabeli 1 podano wartości napięć dla poszczególnych stanów.

Stan							
Error	Ini.	Ready Start		Stop	Back	Awaria	
U=0V	U=0V	U=0V	$U_{st}=9 V$	$U_{sp}=10 V$	$U_b=2V$	U=0V	

Tabela 1. Wartości napięcia prądu U w zakresie startu samolotu

Podczas lądowania na polecenie z sytemu ruszają sanie. Ruch odbywa się z wyliczeniem, kiedy samolot powinien znaleźć się nad saniami w punkcie hamowania (zadziałanie przekaźnika  $Q_2$ ). Po osiągnięciu tego punktu sanie z prędkością 0,6 m/s wracają do punktu  $Q_1$ . Podczas ruchu sań, samolot zniża się, a platforma ustawia się bezpośrednio pod samolotem (platforma wykonuje ruchu kątowe). Ruch platformy ma za zadanie zniwelowanie wpływu kąta ślizgu. Na rysunku 15 przedstawiono kolejne sekwencje lądowania samolotu. Poszczególne wartości napięć przy realizacji testu sterowania są podane w tabeli 2.

Tabela 2. Wartości napięcia prądu U w zakresie lądowania samolotu

Stan								
Error	Ini.	Ready	Start	Stop	Back	Awaria		
U=0V	U=0V	U=0V	$U_{st}=2,5$ V	$U_{sp}=5 V$	$U_b=2,5 V$	U=0 V		

Na rysunku 16 przedstawione są podstawowe parametry ruchu sań podczas testu lądowania. Rysunek 16a przedstawia zmianę drogi, natomiast na rys. 16b widoczna jest zmiana prędkości. Prędkość utrzymuje się na stałym poziomie i zmienia znak wraz ze zmianą kierunku ruchu sań. Sygnały logiczne  $Q_1$ ,  $Q_2$ i Go przedstawione są na rys. 16c.

## 6. Podsumowanie

Przedstawiona w artykule wyrzutnia przeznaczona jest do wyrzucania małych bezzałogowych statków powietrznych o masie do 2 kg. W systemie wyko-



Rys. 16. Sterowanie saniami magnetycznymi: (a) pozycja sań na torze, (b) prędkość sań, (c) stan przełącznika startu Go, (d) stan przekaźnika  $Q_1$ , (e) stan przekaźnika  $Q_2$ 

rzystano zawieszenia pasywne, które mają poprawić właściwości dynamiczne wyrzutni. Do rozpędzania sań wykorzystano silnik liniowy.

Wynikiem prac jest opracowanie stabilnych magnetycznych zawieszeń pasywnych, które zapewniają stabilną pracę systemu oraz przenoszenie obciążeń do 8 kg. Napęd zapewnia wymaganą prędkość 2 m/s. Pewnym ograniczeniem jest prowadnik kabla zasilającego, który zasila napęd elektryczny. W ramach dalszych prac przewiduje się zastąpienie silnika liniowego inną konstrukcją, w której zadania biegnika i statora będą odwrócone. Umieszczenie uzwojeń na płytach wyrzutni i magnesów na wózku spowoduje, że sanie nie będą potrzebowały zasilania, co w obecnej konstrukcji jest wadą i ograniczeniem (maksymalna prędkość ograniczona jest do 3 m/s przez prowadnik). Podczas eksperymentalnej weryfikacji sanie przenosiły masę większą niż założono. Pewnym ograniczeniem prędkości sań okazała się bezwładność wprowadzona przez masę w punkcie zmiany kierunku ruchu oraz zatrzymania. Wyniki przeprowadzonych testów wykorzystano do weryfikacji założeń przyjętych w projekcie GABRIEL.

## Bibliografia

- 1. GRIFFITHS D.J., 2005, Podstawy elektrodynamiki, PWN, Warszawa
- 2. KITTEL C., 1999, Wstęp do fizyki ciała stałego, PWN, Warszawa
- 3. FALKOWSKI K., 2013, Loops with molecular current as a magnet model, *PAR* – proszę rozwinąć, jakie to czasopismo, 68-72
- 4. FALKOWSKI K., SIBILSKI K., 2013, Magnetic levitation system for take-off and landing airplane – project GABRIEL, COMSOL Conference 2013, Rotterdam

#### Magnetic take-off and landing system of airplans – project GABRIEL

#### Abstract

The construction of a magnetic levitation system for take-off and landing of small airplanes is presented in the paper. The magnetic railway, driver and magnetic suspension with superconductors are shown. The magnetic field is studied by the finite element method. The control algorithm and its test is presented in the paper.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVI 2014

## MODEL FIZYCZNY WÓZKA STARTOWEGO WYRZUTNI SAMOLOTU BEZZAŁOGOWEGO WYKORZYSTUJĄCEGO EFEKT MEISSNERA

Edyta Ładyżyńska-Kozdraś

Politechnika Warszawska, Wydział Mechatroniki; e-mail: edytalad@mchtr.pw.edu.pl

Krzysztof Falkowski

 $Wojskowa\ Akademia\ Techniczna,\ Wydzial\ Mechatroniki\ i\ Lotnictwa;\ e-mail:\ kfalkowski@wat.edu.pl$ 

## Anna Sibilska-Mroziewicz

 $Politechnika\ Warszawska,\ Wydzial\ Mechatroniki;\ e-mail:\ a.sibilska@mchtr.pw.edu.pl$ 

W artykule przedstawiono wstępny model fizyczny innowacyjnego rozwiązania polegającego na wykorzystaniu zjawiska Meissnera w wózkach startowych katapult samolotów bezzałogowych. Katapulta taka skonstruowana została w ramach 7 Programu Ramowego UE, projekt nr 284884 Integrated Ground and on-Board system for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing, akronim GABRIEL. Zaprezentowany w artykule model fizyczny opisuje układy współrzędnych związane z poszczególnymi elementami wyrzutni oraz stanowi propozycję opisu sił działających na wózek startowy wyrzutni, w postaci sił wynikających z oddziaływań grawitacyjnych, napędu wózka oraz sił magnetycznych generowanych przez namagnesowane tory wyrzutni i nadprzewodniki umieszczone w podporach wózka startowego.

## 1. Wstęp

Rosnące z roku na rok zapotrzebowanie komercyjne na bezzałogowe statki latające (BSL) wymaga poszukiwań nowatorskich rozwiązań technicznych związanych z krytycznymi aspektami obsługi tych obiektów. Jednym z kluczowych aspektów są procedury startu i lądowania BSL. Większość bezzałogowych statków latających nie posiada ani dostatecznego zapasu mocy, ani konstrukcji umożliwiającej samodzielny start, zwłaszcza w warunkach terenowych, najczęściej polowych, cechujących się nierównym podłożem i często niewystarczającą drogą startową. Obecnie najczęściej w procedurach startu BSL wykorzystywane są wyrzutnie pneumatyczne i gumowe. Największą wadą tych rozwiązań jest niemożność sterowania procesem startu, czego wynikiem jest niemożność rozproszenia energii kinetycznej wózka startowego. Stwarza to potencjalne niebezpieczeństwo dla sprzętu i operatora, a także sprzyja szybkiemu zużywaniu elementów wyrzutni.

Wyrzutnie magnetyczne, w porównaniu z klasycznymi rozwiązaniami katapult pozwalają na osiągnięcie znacznie większych prędkości, umożliwiając jednocześnie pełną automatyzację procesu startu statków powietrznych. NA-SA planuje wykorzystanie tego typu rozwiązań do wystrzeliwania statków kosmicznych i samolotów hipersonicznych. Wyrzutnie magnetyczne mają także zastąpić klasyczne katapulty parowe wykorzystywane na lotniskowcach [1].

W dniu dzisiejszym zawieszenia elektrodynamiczne wykorzystywane są w superszybkich pociągach (MAGLEV, Indutrack, transrapid). Alternatywą dla zawieszeń elektrodynamicznych są zawieszenia magnetyczne wykorzystujące zjawisko Meissnera [2]. Na rys. 1 przedstawiono prototyp wyrzutni magnetycznej wykorzystującej efekt Meissnera skonstruowanej w ramach 7 PR UE GABRIEL.



Rys. 1. Prototyp magnetycznej wyrzutni BSL wykorzystującej efekt Meissnera

## 2. Opis wyrzutni

Należy wyraźnie zaznaczyć, iż jako zawieszenie magnetyczne rozumiemy układ wózka startowego oraz torów magnetycznych. Tory magnetyczne, ponad którymi porusza się wózek, zbudowane są z dwóch równoległych linii (rys. 2). Każda linia torów wyklejona jest trzema rzędami magnesów trwałych. Do budowy prototypu wykorzystano prostopadłościenne magnesy neodymowe o polaryzacji góra-dół. Możliwe są dwa warianty ułożenia magnesów na torze (rys. 3). W pierwszym wariancie magnesy układane są rzędami tak, że wzdłuż torów magnesy stykają się jednoimienne, natomiast wszerz różnoimiennie. Konfiguracja ta ze względu na odpychanie jednoimiennych powierzchni magnesów jest bardzo trudna do ułożenia, jednak generuje optymalne ułożenie linii pola magnetycznego. Drugi wariant ułożenia magnesów jest układem "w szachownicę", a więc wszystkie stykające się powierzchni magnesów są naładowane przeciwnie. Konfiguracja ta jest bardzo łatwa do ułożenia, jednak linie generowanego pola magnetycznego mają mniej pożądany kształt. Konfiguracja ta może być wykorzystana w końcowym odcinku torów podczas wyhamowywania wózka [3].



Rys. 2. Tory wyrzutni wyklejone trzema rzędami magnesów neodymowych

W obecnej chwili wyrzutnia magnetyczna napędzana jest silnikiem liniowym zamontowanym w środkowej części linii torów.

Wózek startowy wyrzutni (rys. 1) zbudowany jest z wykonanej z duraluminium ramki, płyty, z której będzie startował samolot bezpilotowy oraz czterech podpór wykonanych z materiału o dużej izolacji cieplnej (rys. 4). W każdym z pojemników znajdują się po 4 wysokotemperaturowe nadprzewodniki YBCO (rys. 5). Po wypełnieniu pojemników ciekłym azotem, nadprzewodniki przechodzą w stan nadprzewodnictwa i wskutek zachodzenia zjawiska Meissner zaczynają unosić się nad torami [4]. Zjawisko lewitacji zanika w momencie, gdy temperatura YBCO przekroczy temperaturę krytyczną 92 K, dlatego pojemniki powinny zapewniać maksymalną izolację termiczną.



Rys. 3. Porównywane dwie konfiguracje ułożenia polaryzacji magnesów na torach wyrzutni



Rys. 4. Wykonane z materiału o dobrej izolacji cieplnej pojemniki na nadprzewodniki

# 3. Układy współrzędnych związane z elementami wyrzutni magnetycznej

Ruch wózka startowego wyrzutni magnetycznej jest opisany za pomocą współrzędnych i czasu w przestrzeni zdarzeń, w której położenie wózka jest jednoznacznie wyznaczone wyłącznie współrzędnymi liniowymi i kątowymi; nazywamy ją przestrzenią konfiguracji. Z wyrzutnią magnetyczną związać można poniższe prawoskrętne układy odniesienia.

• Układ inercyjny  $Ox_1y_1z_1$  – nieruchomo związany z ziemią i zaczepiony w punkcie startowym wyrzutni magnetycznej. Oś  $x_1$  skierowana jest wzdłuż osi wyrzutni magnetycznej, kierunek osi  $y_1$  łączy obie linie torów magnetycznych, natomiast  $z_1$  skierowana jest zgodnie z kierunkiem grawitacyjnym.



Rys. 5. Wysokotemperaturowy nadprzewodnik YBCO oraz magnes neodymowy w trakcie lewitacji magnetycznej

• Układ grawitacyjny  $Ox_g y_g z_g$  – zaczepiony w środku masy poruszającego się wózka startowego, którego osie są równoległe do układu nieruchomego  $Ox_1y_1z_1$ . W układzie grawitacyjnym opisywane są oddziaływania grawitacyjne.



Rys. 6. Układy współrzędnych: inercjalny, grawitacyjny i magnetyczny

• Układ magnetyczny  $Ox_m y_m z_m$  – jest układem związanym ze środkiem masy poruszającego się lewitującego wózka startowego. Orientacja układu magnetycznego względem układu grawitacyjnego pozostaje stała



Rys. 7. Układ magnetyczny  $Ox_m y_m z_m$ 

w trakcie ruchu wózka. Osie  $y_g$  i  $y_m$  są wzajemnie równoległe i wyznaczają płaszczyznę torów. Jeżeli wyrzutnia jest ustawiona pod pewnym kątem do poziomu (co może wpłynąć na optymalizację procesu startu), to pomiędzy osiami  $z_g$  i  $z_m$  oraz  $x_g$  i  $x_m$  występuje kąt  $\phi_m$ . W układzie magnetycznym opisywane jest ułożenie linii pola magnetycznego, a co za tym idzie opisywane są siły magnetyczne umożliwiające lewitację.

- Układ wózka startowego  $Ox_sy_sz_s$  jest układem poruszającym się wraz z wózkiem, zaczepionym w tym samym punkcie co układ magnetyczny. Osie układu są sztywno związane z ramą wózka startowego. Prędkości kątowe oraz orientacja wózka startowego względem układu magnetycznego opisana jest za pomocą kątów quasi-Eulerowskich (*roll-pitch-yaw*).
- Układ samolotu  $Ox_b y_b z_b$  jest związany ze znajdującym się na wózku startowym samolotem.



Rys. 8. Orientacja układu związanego z saniami względem układu magnetycznego

## 4. Model fizyczny wyrzutni magnetycznej

W rozważaniach wózek startowy traktowany jest jako obiekt sztywny o sześciu stopniach swobody. Z myślą dalszego rozwinięcia pracy, dynamiczne równania ruchu wózka startowego w ruchu przestrzennym wyprowadzono w układzie współrzędnych związanych z obiektem  $Ox_sy_sz_s$ , przy wykorzystaniu podstawowych praw mechaniki ogólnej – zasady zmiany pędu i krętu:

— pochodna pędu $\Pi$ względem czasu

$$\frac{\delta \mathbf{\Pi}}{\delta t} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{\Pi} = \mathbf{F} \tag{4.1}$$

— pochodna momentu pędu (krętu)  ${\bf K}$  względem czasu

$$\frac{\delta \mathbf{K}}{\delta t} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{K} + \mathbf{V}_0 \times \mathbf{\Pi} = \mathfrak{M}$$
(4.2)

Przy czym

$$\mathbf{\Pi} = m(\mathbf{V}_0 + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{r}) \tag{4.3}$$

W zależności od badanego układu zasadę zmiany pędu i krętu można zastosować dla obiektu traktowanego jako integralna całość (ciało nieodkształcalne) względem dowolnie obranego bieguna, który niekoniecznie musi pokrywać się ze środkiem masy obiektu, albo też osobno dla poszczególnych części układu (samolotu, wózka startowego, pojemników z nadprzewodnikami, itd.) [5], [6].

Ogólna postać dynamicznych równań ruchu wózka startowego w ruchu przestrzennym wyrażona jest zależnością

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ 0 & -S_z & S_y & I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -S_y & S_x & 0 & -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ 0 & -S_z & S_y & I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -S_y & S_x & 0 & -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix}$$

$$(4.4)$$

Po wyznaczeniu sił  $\mathbf{F}$  i momentów sił  $\mathbf{M}$  działających na wózek startowy – to znaczy prawych stron równań ruchu (4.4), oraz uwzględnieniu związków

kinematycznych pomiędzy poszczególnymi układami współrzędnych otrzymuje się układ równań stanowiących ogólny model dynamiki układu.

## 5. Obciążenia działające na wózek startowy

Obciążenia działające na wózek startowy wynikają z dynamiki i oddziaływań magnetycznych działających na wózek  ${}^{S}\mathbf{Q}$  oraz z sił działających na znajdujący się na wózku samolot  ${}^{B}\mathbf{Q}$ 

$$\mathbf{Q} = {}^{S}\mathbf{Q} + {}^{B}\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{\mathfrak{M}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{1}^{S} \\ Y_{1}^{S} \\ Z_{1}^{S} \\ L_{1}^{S} \\ N_{1}^{S} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{1}^{B} \\ Y_{1}^{B} \\ Z_{1}^{B} \\ L_{1}^{B} \\ M_{1}^{B} \\ N_{1}^{B} \end{bmatrix}$$
(5.1)

gdzie X, Y, Z, L, M, N – składowe sił i momentów sił zewnętrznych, będące sumą oddziaływań ośrodka, w którym porusza się obiekt, wyznaczone w układzie grawitacyjnym.

Siły i momenty sił działające na wózek startowy

$${}^{S}Q = {}^{S}Q_{G} + {}^{S}Q_{T} + \sum_{i=1}^{4} {}^{S}_{i}Q_{M}$$

gdzie:

56	$g_G$	_	siły	i	momenty	sił	grawitac	yjnych
----	-------	---	------	---	---------	-----	----------	--------

- ${}^{S}Q_{T}$  siły i momenty sił od napędu wózka silnika liniowego
- ${}^{S}_{i}Q_{M}$  siły i momenty sił wynikające z oddziaływań magnetycznych pomiędzy torami magnetycznymi i podporami wózka startowego.

Siły i momenty sił działające na samolot

$${}^{B}Q = {}^{B}Q_{G} + {}^{B}Q_{A} + {}^{B}Q_{T} + {}^{B}Q_{\delta}$$

gdzie:

 ${}^B\!Q_G$  – siły i momenty sił grawitacyjnych

- ${}^B\!Q_A$  siły i momenty sił aerodynamicznych
- ${}^{B}Q_{T}$  siły i momenty sił wynikające z napędu
- ${}^B\!Q_{\delta}$  siły i momenty sił wynikające ze sterowań.

Siły grawitacyjne  ${}^{S}Q_{G}$  i  ${}^{B}Q_{G}$  pierwotnie opisywane są w układzie grawitacyjnym  $Ox_{q}y_{q}z_{q}$ , natomiast siła wynikająca z napędu wózka  ${}^{S}Q_{T}$  oraz siły

magnetyczne  ${}^{S}_{i}Q_{M}$  w układzie magnetycznym  $Ox_{m}y_{m}z_{m}$ . Równania (4.4) opisują dynamikę w układzie związanym z saniami  $Ox_{s}y_{s}z_{s}$ , tak więc konieczne jest wyprowadzenie zależności wiążących poszczególne układy.

### 6. Siły magnetyczne

Szczególnej uwagi wymaga opis oddziaływań magnetycznych. Na gruncie mechaniki klasycznej moment magnetyczny opisujemy za pomocą nieskończenie małej pętli prądem, której odpowiada ruch ujemnie naładowanego elektronu wokół jądra atomu [7]. Oddziaływanie generowane podczas tego ruchu opisywane jest siłą Lorentza

$$\mathbf{F} = q\mathbf{v} \times \mathbf{B} = -\nabla(-\mu\mathbf{B}) \tag{6.1}$$

gdzie  $\nabla$  jest operstorem nabla,  $\mu$  momentem magnetycznym [8]

$$\nabla = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}, \frac{\partial}{\partial z} \end{bmatrix} \qquad \mu = \frac{1}{2}I \oint_L x_l \times dI$$

Korzystając z modelu opartego na sile Lorentza, wartość siły lewitacyjnej zależy od ilości momentów magnetycznych w lewitującym obiekcie oraz siły i rozkładu pola magnetycznego. Jak zostało zaznaczone na początku artykułu, ułożenie linii pola magnetycznego zależy od konfiguracji magnesów na torach. Na rys. 9 widoczne jest rozłożenie linii pola magnetycznego w pierwszej konfigura-



Rys. 9. Rozkład natężenia pola magnetycznego

cji magnesów. Symulacje numeryczne oraz doświadczenia laboratoryjne wskazują, iż w zadanej konfiguracji nadprzewodnik, poruszając się wzdłuż wyrzutni (oś  $x_M$ ), nie przecina linii pola magnetycznego, tak więc nie występują siły hamujące ruch. Kolejną zaletą konfiguracji jest to, iż lewitujący w osi symetrii toru nadprzewodnik znajduje się w minimum oddziaływania magnetycznego (oś  $y_M$ ), dzięki czemu nadprzewodnik "nie wypada" z torów.

Wartość siły magnetycznej działającej osobno na każdy pojemnik z nadprzewodnikami zależy od aktualnego położenia i orientacji pojemnika. Siłę tą można modelować jako siłę wypadkową działającą na punkt położony w środku masy lub jako pole siłowe oddziałujące z podporą magnetyczną traktowaną jako ciało sztywne rys. 10.



Rys. 10. Lewitujący nadprzewodnik z zaznaczonymi liniami pola magnetycznego

## 7. Wnioski

Przedstawiony w artykule model jest wstępem do szerszych badań nad mechanicznymi właściwościami sił generowanych podczas nadprzewodnikowej lewitacji magnetycznej. Wyniki badań mogą mieć wpływ zarówno na rozwój technicznych zastosowań lewitacji, jak i na przybliżenie natury zjawiska nadprzewodnictwa, które pozostaje do tej pory dla naukowców tajemnicą.

## Bibliografia

- 1. http://www.nasa.gov/topics/technology/features/horizontallaunch.html
- ŁADYŻYNSKA-KOZDRAŚ E., SIBILSKA-MROZIEWICZ A., SIBILSKI K., FAL-KOWSKI K., 2014, Pasywne liniowe zawieszenia magnetyczne w innowacyjnym systemie startu i lądowania – GABRIEL, *Modelowanie Inżynierskie*, w druku
- FALKOWSKI K., SIBILSKI K., 2013, Magnetic levitation system for take-off and landing airplane – project GABRIEL, COMSOL Conference 2013, Rotterdam

- 4. KITTEL C., 1970, Wstęp do fizyki ciała stałego, PWN, Warszawa
- 5. ŁADYŻYNSKA-KOZDRAŚ E., 2011, Modelowanie i symulacja numeryczna ruchomych obiektów mechanicznych skrępowanych więzami nieholonomicznymi w postaci praw sterowania, *Mechanika*, 237, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej
- 6. OSIŃSKI Z., 1997, Mechanika ogólna, PWN, Warszawa
- SZEWCZYK A., WIŚNIEWSKI A., PUŹNIAK R., SZYMCZYK H., 2012, Magnetyzm i nadprzewodnictwo, PWN, Warszawa
- 8. JACKSON J.D., 1982, Elektrodynamika klasyczna, PWN, Warszawa

#### Physical model of cart of UAV catapult using Meissner effect

#### Abstract

The article describes the initial physical model of innovative solution of using the Meissner effect in the levitating cart of a magnetic UAV catapult. That technology is used in suspensions of magnetic UAV catapult built as a part of the 7 PR UE, nr 284884 Integrated Ground and on-Board system for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing – GABRIEL. The presented model describes geometric transformations between coordinates related with respective elements of the catapult. The presented model is also a proposition of description of forces acting on the levitating cart including gravitation, propulsion and magnetic influence between magnetic tracks and superconductors placed in supports of the levitating cart.

# ANALIZA DRGAŃ LEWITUJĄCEGO WÓZKA WYRZUTNI MAGNETYCZNEJ

Edyta Ładyżyńska-Kozdraś

Politechnika Warszawska, Wydział Mechatroniki; e-mail: edytalad@mchtr.pw.edu.pl

Krzysztof Falkowski

 $Wojskowa\ Akademia\ Techniczna,\ Wydzial\ Mechatroniki\ i\ Lotnictwa;\ e-mail:\ kfalkowski@wat.edu.pl$ 

Anna Sibilska-Mroziewicz

 $Politechnika\ Warszawska,\ Wydzial\ Mechatroniki;\ e-mail:\ a.sibilska@mchtr.pw.edu.pl$ 

W artykule przedstawione zostało zagadnienie lewitacji magnetycznej wykorzystującej wysokotemperaturowe nadprzewodniki. Technologia ta jest wykorzystana w zawieszeniu wyrzutni magnetycznej samolotów bezzałogowych zbudowanej w ramach 7 Programu Ramowego UE, projekt nr 284884 Integrated Ground and on-Board system for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing, akronim GABRIEL. W artykule opisane zostały eksperymenty pomiarowe, których celem było wyznaczenie parametrów tłumienia lewitującego wózka.

## 1. Wstęp

Lewitacja (z łac. *Levitas* – lekkość) jest stanem, w którym ciało pozostaje w spoczynku i nie występuje żaden rodzaj kontaktu mechanicznego pomiędzy lewitującym obiektem a podłożem. W przypadku, gdy lewitacja jest wynikiem oddziaływań magnetycznych, mówimy o zjawisku lewitacji magnetycznej. Podstawową zaletą układów wykorzystujących zjawisko lewitacji magnetycznej jest wyeliminowanie zjawiska tarcia, co wpływa znacząco na niezawodność, wydajność, ekologię i bezpieczeństwo systemu. Kolejną zaletą zawieszeń magnetycznych jest to, iż ich eksploatacja nie wymaga układów smarowania, chłodzenia i odprowadzania produktów zużycia.

Według normy ISO 14839-1 zawieszenia magnetyczne dzielimy na zawieszenia aktywne i pasywne. W zawieszeniach aktywnych występuje układ sprzężenia zwrotnego, pozwalający na regulowanie wartości sił magnetycznych na podstawie odczytów czujników. W zawieszeniach pasywnych nie ma możliwości



Rys. 1. Zjawisko lewitacji magnetycznej

regulowania wartości generowanej siły, czego konsekwencją jest małe tłumienie drgań. Rozwiązania pasywne według normy dzielą się na zawieszenia zbudowane z magnesów trwałych, elektromagnesów i nadprzewodników. Większość zawieszeń szybkich kolei magnetycznych wykorzystuje elektromagnesy.

Ze zjawiskiem lewitacji magnetycznej związane jest ściśle twierdzenie Ernshawa, mówiące, iż nie istnieje żadna konfiguracja magnesów trwałych umożliwiajaca stabilna lewitacje. Dlatego zawieszenia pasywne wykorzystujące magnesy trwałe wymagają dodatkowej stabilizacji poprzez zablokowanie części stopni swobody lub nadanie lewitującemu obiektowi momentu giroskopowego. Twierdzenie Ernshawa nie dotyczy materiałów diamagnetycznych, których szeroką rodzinę stanowią materiały nadprzewodnikowe. Materiały nadprzewodzące w stanie nadprzewodnictwa, na skutek zjawiska Meissnera wykazują idealny diamagnetyzm, tzn. z wnętrza materiału zostaje całkowicie "wypchnięte" zewnętrzne pole magnetyczne [1]. Stan nadprzewodnictwa jest odrębnym stanem termodynamicznym materii i zachodzi w bardzo niskich temperaturach. Większość niemagnetycznych pierwiastków wykazuje stan nadprzewodnictwa w temperaturach rzędu kilku Kelwinów. Prawdziwym przełomem w badaniach było odkrycie nadprzewodników wysokotemperaturowych o temperaturach krytycznych porównywalnych do temperatury ciekłego azotu [2]. Najpopularniejszym nadprzewodnikiem wysokotemperaturowym jest YB-CO (YBa<sub>2</sub>Cu<sub>3</sub>O<sub>7- $\delta$ </sub>) o temperaturze krytycznej 92 K. W laboratoriach na całym świecie trwają intensywne prace nad odkryciem związków wykazujących stan nadprzewodnictwa w coraz wyższych temperaturach. Obecnie najwyższa temperatura krytyczna wynosi 135 K (HgBa<sub>2</sub>Ca<sub>2</sub>Cu<sub>3</sub>O<sub>8</sub>). Do chwili obecnej istnieje niewielka liczba projektów badawczych rozważających wykorzystanie techniczne zjawiska lewitacji magnetycznej bazującej na wysokotemperaturowych nadprzewodnikach, głównie w problemach komunikacji miejskiej [5], [6], [7] oraz w katapultach samolotów bezpilotowych [8], [9]. Nadprzewodnictwo wzbudza coraz większą ciekawość naukowców, głównie ze względu na obiecujące perspektywy wykorzystania technicznego.

Oddziaływania zachodzące pomiędzy magnetycznymi torami a nadprzewodnikiem opisujemy za pomocą siły Lorentza [3], według której siła nośna powstała w trakcie lewitacji jest proporcjonalna do natężenia i kierunku linii zewnętrznego pola magnetycznego oraz momentu magnetycznego lewitującego obiektu. Jednak należy mieć świadomość, iż siła Lorentza jest jedynie klasycznym przybliżeniem oddziaływań magnetycznych, które w rzeczywistości wymagają odwołania się do mechaniki kwantowej. Model wykorzystujący jedynie siłę Lorentza nie opisuje zjawiska kwantyzacji strumienia, zachodzącego w wysokotemperaturowych nadprzewodnikach (są to nadprzewodniki 2 typu). Najdokładniejszą, jak do tej pory, teorią opisującą nadprzewodnictwo jest powstała w 1957 roku teoria BCS (Bardeena, Coopera, Shrieffera) mówiąca, iż w nadprzewodnikach nośnikami prądu są pary Coopera, będące sparowanymi elektronami o przeciwnych spinach. Pary Coopera mają właściwości bozonów i poruszają się w materii bez oporu. Teoria BCS nie wyjaśnia zjawisk zachodzących w nadprzewodnikach 2 typu, które są dla naukowców jak do tej pory zagadką. Zjawisko kwantyzacji strumienia ma bardzo ciekawe właściwości mechaniczne, które moga znaczaco wpłynać na rozwiązania techniczne.

#### 2. Opis eksperymentu

W celu identyfikacji oddziaływań zachodzących pomiędzy torami magnetycznymi a nadprzewodnikami konieczne jest przeprowadzenie serii eksperymentów pomiarowych. Celem opisanego poniżej eksperymentu było wyznaczenie parametrów tłumienia lewitującego wózka wyrzutni magnetycznej samolotów bezzałogowych.

Przedmiotem eksperymentu były dwie sztywno połączone podpory wózka startowego wyrzutni lewitujące nad odcinkiem torów magnetycznych, rys. 2. Podpory wózka startowego wykonane zostały z materiału o bardzo małej przenikalności cieplnej. W każdym z pojemników znajdują się dwa nadprzewodniki YBCO schłodzone, za pomocą ciekłego azotu, poniżej temperatury 92 K. W trakcie eksperymentu podpory połączone zostały sztywną płytą, na której został umieszczony ciężarek. Pod płytą znajduje się czujnik optyczny do pomiaru zmiany położenia płyty.

W stanie równowagi na każdą podporę działa siła grawitacyjna oraz skierowana w górę magnetyczna siła nośna. Wartość siły nośnej zależy głównie od



Rys. 2. Lewitujące podpory wózka startowego

wielkości szczeliny lewitacyjnej. Zmieniając obciążenie, podpora zostaje wytrącona ze stanu równowagi, co daje efekt skokowej zmiany sygnału wymuszenia (siła grawitacyjna) i pojawiają się drgania [4]. Ruch płyty był obserwowany i rejestrowany przez czujnik optyczny. Dane pomiarowe zostały poddane akwizycji, a następnie filtracji. Na rys. 3 przedstawiono zawieszenie przed usunięciem masy pomiarowej. Wyniki pomiarów przedstawione zostały na rys. 4. Celem eksperymentu było oszacowanie parametrów tłumienia zawieszenia na podstawie analizy wyników eksperymentów.



Rys. 3. Pomiar charakterystyki skokowej

Zarejestrowane pomiary są zaszumione, dlatego przed procesem identyfikacji wyniki pomiarów zostały poddane wstępnej weryfikacji. Zarejestrowane szeregi czasowe poddano analizie widmowej, co umożliwiło odpowiedni dobór parametrów filtru cyfrowego (rys. 5). Na podstawie analizy FFT można zaob-



Rys. 4. Wyznaczona eksperymentalnie odpowiedź na wymuszenie skokiem siły



Rys. 5. Analiza widmowa sygnałów pomiarowych

serwować występowanie częstotliwości około 10 Hz, która odpowiada częstości drgań tłumionych. Dlatego do dalszej analizy wykorzystano dolnoprzepustowy filtr cyfrowy Butterwortha trzeciego rzędu o częstotliwości odcięcia 20 Hz. Wynik filtracji przedstawiony jest na rysunkach 4 i 5.

W ramach eksperymentu wykonano 10 pomiarów. 2 serie pomiarów zostały odrzucone.

## 3. Identyfikacja współczynnika tłumienia

Drgania podpory wózka opisane zostały za pomocą członu oscylacyjnego o transmitancji 1, gdzie  $\zeta$  jest współczynnikiem tłumienia natomiast,  $T_{\omega} = \omega/(2\pi)$  jest okresem oscylacji własnych członu. Procedura identyfikacji parametrów zaimplementowana została w środowisku MATLAB. Na rys. 6 przedstawiono interfejs graficzny zaimplementowanego programu. W algorytmie identyfikacyjnym za pomocą funkcji idproc(P2U) modelowane zostały



Rys. 6. Zaimplementowany dla potrzeb eksperymentu pomiarowego program w środowisku MATLAB



Rys. 7. Znormalizowany przebieg drgań lewitującego wózka wyrzutni magnetycznej w funkcji czasu (wyniki wybranych eksperymentów pomiarowych oraz odpowiedź skokowa zidentyfikowanego członu oscylacyjnego)



Rys. 8. Podobieństwo sygnału zmierzonego oraz zasymulowanego za pomocą modeli o różnych parametrach tłumienia



Rys. 9. Wyniki identyfikacji kolejnych serii pomiarowych

człony oscylacyjne o różnych wartościach parametrów f i  $\zeta$ . Zasymulowane odpowiedzi skokowe kolejnych członów porównywane były z sygnałami uzyskanymi w trakcie eksperymentów. Do porównania sygnałów wykorzystano funkcję compare(). Wyniki porównania pojedynczego sygnału pomiarowego oraz odpowiedzi skokowych członów oscylacyjnych o współczynniku tłumienia  $\zeta \in (0,005, 0,05)$  i częstotliwości  $f \in (8, 13)$  przedstawiono na rys. 8. Dla każdego z pomiarów zamodelowano człon oscylacyjny maksymalnie przybliżający przebieg sygnału rys. 9. Wynikiem końcowym jest wartość średnia wyników uzyskanych w poszczególnych eksperymentach. Wynikiem identyfikacji jest człon oscylacyjny o parametrach  $\zeta = 0,082$  i f = 10,5Hz, rys. 7. Wyniki eksperymentu wskazują iż drgania układu wytłumione są w ograniczonym stopniu

$$G(s) = \frac{k}{T_{\omega}^2 s^2 + 2\zeta T_{\omega} s + 1}$$
(3.1)

#### 4. Wnioski

Wykorzystanie wysokotemperaturowych nadprzewodników w zawieszeniach magnetycznych ruchomych obiektów jest innowacyjnym zagadnieniem i wiąże się z koniecznością rozwiązania szeregu problemów technicznych, takich jak małe tłumienie drgań. Jednak potencjał wykorzystania technologii lewitacji wysokotemperaturowych nadprzewodników skłania do intensywnych badań nad zagadnieniem.

## Bibliografia

- 1. KITTEL C., 1970, Wstęp do fizyki ciała stałego, PWN
- SZEWCZYK A., WIUŚNIEWSKI A., PUŹNIAK R., SZYMCZYK H., 2012, Magnetyzm i nadprzewodnictwo, PWN
- 3. FEYNMAN R., 1971, Wykłady z fizyki, PWN
- 4. DEN HARTOG J.P., 1971, Drgania mechaniczne, PWN
- SONG H., DE HAAS O., BEYER C., KRABBES G., VERGES P., SCHULTZ L., 2005, Influence of the lateral movement on the levitation and guidance force in the high-temperature superconductor maglev system, *Applied Physics Letters*, 86, 19, 192506/1-3
- 6. POWEL J., MAISE G., 2008, StarTram: the maglev launch path to very low cost, very high volume launch to space, 14th Symposium "Electromagnetic Launch Technology"
- DIAS D.H.N., SOTELO G.G., SASS F., MOTTA E.S., DE ANDRADE JR R., STEPHAN R.M., Dynamical tests in a linear superconducting magnetic bearing, *Physics Procedia*, 36, 1049-1054
- 8. ŁADYŻYNSKA-KOZDRAŚ E., SIBILSKA-MROZIEWICZ A., SIBILSKI K., FAL-KOWSKI K., 2014, Pasywne liniowe zawieszenia magnetyczne w innowacyjnym systemie startu i lądowania – GABRIEL, *Modelowanie Inżynierskie*, w druku
- 9. ŁADYŻYNSKA-KOZDRAŚ E., SIBILSKA-MROZIEWICZ A., SIBILSKI K., FAL-KOWSKI K., 2014, Współczynniki sztywności i tłumienia pasywnego zawieszenia magnetycznego z nadprzewodnikami, *Modelowanie Inżynierskie*, w druku

#### Vibration analysis of levitating cart of a magnetic catapult

#### Abstract

The article describes magnetic levitation using high-temperature superconductors phenomena. That technology is used in suspensions of a magnetic UAV catapult built as a part of the 7 PR UE, no. 284884 Integrated Ground and on-Board system for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing – GABRIEL. Our paper describes measurement experiments, whose objective was to delimit damping factors of the levitating cart of the magnetic UAV catapult.

# Rozdział III

Techniki obserwacji Ziemi, statki kosmiczne, systemy transportu lotniczego
# SAMOLOTOWY ZASOBNIK BADAWCZY DLA POTRZEB OBSERWACJI POWIERZCHNI ZIEMI PRZEZ ZASTOSOWANIE TECHNIK MIKROFALOWYCH

### Maj Mordzonek, Mirosław Nowakowski, Marcin Bryl, Jarosław Krzonkalla, Zbigniew Jakielaszek

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: maj.mordzonek@itwl.pl; miroslaw.nowakowski@itwl.pl; marcin.bryl@itwl.pl; jaroslaw.krzonkalla@itwl.pl; zbigniew.jakielaszek@itwl.pl

Krzysztof Kulpa, Piotr Samczyński, Mateusz Malanowski, Damian Gromek, Jacek Misurewicz

Politechnika Warszawska

e-mail: kkulpa@ise.pw.edu.pl; psamczyn@elka.pw.edu.pl; mmalanow@elka.pw.edu.pl; dgromek@elka.pw.edu.pl; jmisiure@elka.pw.edu.pl

Celem niniejszego projektu jest analiza technicznych uwarunkowań pozwalających na zastosowanie zasobników podwieszanych, dotychczas niestosowanych na samolocie-nosicielu. Nosicielem podwieszeń jest samolot "Latające laboratorium ITWL". Samolot w przeszłości został przystosowany do podwieszania zasobników badawczych małogabarytowych podwieszeń o średnicy nieprzekraczającej 200 mm. Obecnie definiowane potrzeby badawcze wymuszają zastosowanie podwieszanych zasobników o znacznie większym przekroju poprzecznym. Z tego powodu w niniejszym opracowaniu zostaną określone warunki techniczne oraz analiza możliwości zastosowania tych zasobników z uwzględnieniem parametrów aerodynamicznych i osiągowych samolotu Latające laboratorium ITWL. W artykule przedstawione też zostaną przyjęte rozwiązania konstrukcyjne zasobnika badawczego. Projekt realizowany jest na potrzeby tematu "Zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi" w ramach I Programu Badań Stosowanych (PBS) zleconego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju (NCBiR).

# 1. Wprowadzenie

#### 1.1. Samolot laboratorium ITWL

Samolot Latające laboratorium ITWL jest jednosilnikowym, dwumiejscowym wolnonośnym dolnopłatem konstrukcji całkowicie metalowej, ze stałym trójkołowym podwoziem. Wewnętrzna struktura skrzydeł samolotu pomiędzy żebrami 5 i 6 została wzmocniona i wyposażona w elementy mocujące belki z zamkami do podwieszania zasobników z aparaturą pomiarowo-badawczą. Nośność węzłów – do 75 kg każdy.

Podwieszenia i zasobniki były stosowane wcześniej na samolocie TS-11 Iskra i zostały dostosowane do potrzeb samolotu Latające laboratorium ITWL.



Rys. 1. Główne wymiary samolotu Latające laboratorium ITWL

Zasobnik samolotowy ZYGMUNT-M, zawierający radar SAR, podwieszony będzie na podwieszeniach zewnętrznych samolotu za pośrednictwem belki.

## 2. Zasobnik demonstratora radaru

#### 2.1. Przeznaczenie

Zasobnik ZYGMUNT-M przeznaczony jest do zabudowy aparatury badawczej demonstratora radaru z syntetyczna aperturą uSAR w celu podwieszenia do samolotu badawczego Latające laboratorium ITWL.

W celu przyspieszenia prac związanych z konstruowaniem lotniczego zasobnika, demonstratora radaru, wykorzystano stelaż zasobnika Mars z elementami



Rys. 2. Podwieszenie zasobników – widok od dołu samolotu



Rys. 3. Widok podwieszonego zasobnika pod skrzydłem latającego laboratorium

podwieszenia będący na wyposażeniu Latającego laboratorium ITWL. Podwieszenie, instalacje elektryczne oraz zasobnik wykorzystywane były wcześniej na samolocie TS-11 Iskra i zostały dostosowane do potrzeb samolotu Latające laboratorium ITWL.

Zaprojektowany zasobnik jest w pełni autonomiczny (z własnym zasilaniem) z możliwością zasilania i sterowania z instalacji latającego laboratorium.

Wyposażenie badawcze zasobnika:

 radar SAR – główne wyposażenie badawcze zasobnika – wykonuje skanowanie powierzchni Ziemi;

- rejestrator danych zapewnia przetworzenie i zapis danych uzyskanych z radaru oraz pokładowego sytemu AHRS i GPS lub opcjonalnie z zabudowanego w zasobniku systemu AHRS/GPS;
- dysk SSD zapewnia gromadzenie uzyskanych danych w stałej pamięci masowej;
- urządzenie do transmisji danych zapewnia transmisję danych do stanowiska naziemnego w trybie on-line;
- kamera zapewnia filmowanie tego samego wycinka powierzchni Ziemi, który jest skanowany w tym samym czasie przez radar SAR;
- laptop (na pokładzie laboratorium ITWL) przeznaczony jest do gromadzenia danych oraz sterowania radarem SAR.

### 2.2. Budowa zasobnika

#### 2.2.1. Analiza gabarytów zasobnika

Samolot Latające laboratorium ITWL w pierwotnym założeniu został przystosowany do powieszenia zasobników badawczych odpowiadających wymiarom zasobnika Mars-3 o średnicy 184 mm, długości 1240 mm i powierzchni przekroju poprzecznego 265,9 cm.

W odniesieniu do największego przekroju poprzecznego samolotu generującego opór szkodliwy, tj. kadłuba w jego największym przekroju stanowi 2,75% dla jednego zasobnika, a dla dwóch łączny przekrój poprzeczny wynosi 5,5% powierzchni przekroju kadłuba.

Z takimi zasobnikami w 2009 roku wykonano pełne próby pomiarowe osiągów podczas prób certyfikacyjnych naziemnych i w locie.

Ze względu na fakt, że aparatura demonstratora radaru SAR wymaga większych rozmiarów zasobnika po szczegółowej analizie podjęto decyzję o zwiększeniu wymiarów zasobnika. Wymiary nowego zasobnika to: średnica 184 mm, długości 1240 mm i powierzchni przekroju poprzecznego 593 cm dla jednego zasobnika, a dla dwóch 1186 cm.

Tak więc powierzchnia nowych zasobników stanowi 12,28% przekroju poprzecznego kadłuba samolotu.

W czasie prób certyfikacyjnych opór samolotu z podwieszonymi zasobnikami Mars i masą maksymalną 600 kg spowodował spadek prędkości maksymalnej o 10 km/h względem konfiguracji bez podwieszeń.

Ze względu na fakt, że zwiększone gabaryty zasobników mogą dodatkowo oddziaływać na opływ skrzydła i decydować o zmianie kolejnych parametrów, takich jak: prędkość przeciągnięcia, prędkość oderwania, prędkość przelotowa i maksymalna, prędkość pionowego wznoszenia, opadania, zasięg i doskonałość, analityczne określenie osiągów samolotu po podwieszeniu zasobników będzie określone z dużym przybliżeniem. Dlatego przed dokonaniem lotów badawczych z aparaturą badawczą wykonane zostaną próby naziemne i w locie określające osiągi samolotu z nowymi podwieszeniami.



Rys. 4. Wymiary nowego zasobnika

# 2.2.2. Konstrukcja zasobnika

Konstrukcja zasobnika ZYGMUNT-M stanowi zwartą konstrukcję umożliwiającą zabudowę radaru, elektrooptycznego systemu rejestracji wizji, podwieszenie zasobnika na standardowej belce nośnej oraz podłączenie do instalacji elektrycznej laboratorium.

Lotniczy zasobnik składa się z następujących części:

- przedziału akumulatora,
- przedziału przedniego,
- przedziału tylnego,
- przedziału kamery,
- instalacji elektrycznej,
- aparatury badawczej.

# 2.3. Problemy przy realizacji zasobnika

Przy realizacji napotkano na poniższe problemy.

• Konieczność zwiększenia wymiarów poprzecznych zasobnika, wynikająca z wymiarów aparatury demonstratora radaru. W pierwotnych założeniach demonstrator powinien zmieścić się w rurze o średnicy 180 mm.



Rys. 6. Widok zasobnika od strony zespołu mikrofalowego



Rys. 7. Widok zasobnika od strony bloku przetwarzana



Rys. 8. Widok i położenie śrub regulacyjnych w belce podwieszeń



Rys. 9. Widok podwieszonego szkieletu zasobnika z zaznaczonym ugięciem

W wyniku prac projektowych demonstratora określono niezbędne gabaryty zasobnika na wysokość 184 mm przy jego szerokości 350 mm.

- Konieczność zwiększenia sztywności zasobnika, wynikająca ze zmiany materiału poszycia z metalowego na włókno szklane. Ponieważ poszycie zasobnika Mars było wykonane z aluminium i stanowiło element konstrukcyjny, niezbędne było przeprojektowanie zasobnika ze względu na zmianę materiału poszycia.
- Konieczność zmiany materiału, z jakiego zostaną wykonane opływy zasobnika, ze względu na tłumienie fal elektromagnetycznych dla częstotliwości od 34-35 GHz.

• Stosunkowo mała pojemność akumulatorów żelowych w stosunku do potrzeb wynikających z zapotrzebowania energetycznego aparatury badawczej.

## 3. Sposób rozwiązania problemów

Ponieważ element poszycia wykonany był z aluminium oraz po konieczności – ze względów funkcjonalnych – usunięcia elementu konstrukcyjnego położonego w centralnej części zasobnika, to w celu zapewnienia większej sztywności zasobnika badawczego wykonano dodatkowy element "nakładka" montowany w miejscu poszycia górnego. Został on wykonany z duraluminium Pa-9 o wysokiej sztywności oraz bardzo dobrych parametrach wytrzymałościowych.

Przy zmianie materiału, z jakiego wykonane będą opływy, uwzględniono, że nie powinien on zwiększać zakładanej wagi zasobnika oraz pogarszać jego właściwości mechanicznych, tj. odporności na obciążenia pojawiające się w trakcie jego eksploatacji.

Niezbędne było również uwzględnienie nietłumienia promieniowania mikrofalowego o częstotliwości 34-35 GHz dodatkowo odpornego na wilgoć, ze względu na możliwą zmianą własności dieelektrycnych materiału. Z tego względu (materiał niedieelektryczny) nie można było użyć materiałów z włókien węglowych, pomimo ich dużej wytrzymałości mechanicznej.

Jako materiał na opływy (poszycie zewnętrzne zasobnika) spełniający niezbędne wymagania wybrano laminat kompozytowy na bazie maty szklanej. Tworzywo to posiada wymienione w założeniach cechy przy jednocześnie mniejszej wadze w stosunku do stopów aluminium.



Rys. 10. Elementy kompozytowe zasobnika wygrzewane w komorze grzewczej

W przypadku akumulatorów zrezygnowano z zastosowania akumulatorów żelowych. Instalację elektryczną i konstrukcję zasobnika dostosowano do za-

stosowania akumulatorów litowo-jonowych o większej pojemności przy porównywalnych gabarytach i mniejszej masie.

#### 4. Podsumowanie

Dla potrzeb dokonania badań radaru z syntetyczna aperturą na bazie zasobnika samolotowego Mars-3został zaprojektowany i wykonany samolotowy zasobnik badawczy ZYGMUNT-M.

W ramach wykonanych prac zaprojektowano uniwersalny zasobnik badawczy, z możliwością badania innej aparatury niż sam radar uSAR. Zasobnik ten charakteryzuje się autonomicznością działania, jak i łatwo rekonfigurowalną, modułową konstrukcją. Wymiary i kształt zasobnika są zbliżone do wymiarów bezzałogowego statku powietrznego, dla którego dedykowany jest demonstrator radaru SAR. W połączeniu z Latającym laboratorium ITWL stanowią kompletną aparaturę badawczą, umożliwiającą pełne przebadanie demonstratora radaru w szerokim zakresie warunków lotu zależnych od zjawisk atmosferycznych, w tym w szczególności oddziaływania wiatru.

Zasobnik może pracować w pełni autonomicznie, jak też może być sterowany i zasilany z pokładu Latającego laboratorium ITWL.

Ze względu na to, że zwiększone wymiary zasobnika mogą wpływać na osiągi lotne samolotu laboratorium, przed rozpoczęciem właściwych badań demonstratora radaru SAR zostaną wykonane badania mechano-klimatyczne w laboratorium narażeń, próby naziemne i w locie z samolotem Latającym laboratorium ITWL.

Podsumowując, opracowany zasobnik stanowi ekwiwalentną aparaturę badawczą dla radarów z syntetyczną aperturą na etapie prac rozwojowych.

#### Bibliografia

- Założenia techniczne demonstratora radarowego systemu zobrazowania powierzchni Ziemi za pomocą technik mikrofalowych, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2012, 7306/50
- uSAR, zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi specyfikacja techniczna, Politechnika Warszawska, ISE, 2013
- 3. Projekt samolotowego zasobnika badawczego systemu radarowego do obserwacji powierzchni Ziemi z zastosowaniem technik mikrofalowych, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, 2013

# Airborne research pod for earth observation by application of microwave methods

#### Abstract

The aim of this project is to analyze the technical conditions which would allow suspension of research pods on the aircraft carrier. The carrier of the pods is the "AFIT Airborne Laboratory". The aircraft is adapted to carry suspended lowweight pods of diameter which does not exceed 200 mm. Currently defined research needs force the application of larger cross-section pods. In this paper, we determine the technical conditions and analyze the possibility of use of such cointainers with respect to aerodynamic parameters and performance of the carrier aircraft. We also present structural solutions for the research pod. The project is being developed with the support of the National Centre for Research and Development (NCBiR) under the project titled "Application of microwave methods for earth observation" in the I Applied Research Programme (PBS).

# ZASTOSOWANIE TECHNIK MIKROFALOWYCH DO OBSERWACJI POWIERZCHNI ZIEMI

# Maj Mordzonek, Mirosław Nowakowski, Jarosław Krzonkalla, Grzegorz Bęczkowski, Andrzej Panas

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: maj.mordzonek@itwl.pl; miroslaw.nowakowski@itwl.pl; jaroslaw.krzonkalla@itwl.pl; grzegorz@j.beczkowski@itwl.pl; andrzej.panas@itwl.pl

Krzysztof Kulpa, Piotr Samczyński, Mateusz Malanowski, Damian Gromek, Adam Gorzelańczyk

Politechnika Warszawska

 $e-mail: kkulpa@ise.pw.edu.pl; \ psamczyn@elka.pw.edu.pl; \ mmalanow@elka.pw.edu.pl; \ dgromek@elka.pw.edu.pl; \ agorzela@elka.pw.edu.pl$ 

Głównym zadaniem projektu jest znalezienie takich rozwiązań sensorów radiolokacyjnych i awioniki, które mogą być wykorzystanedo badania powierzchni Ziemi z wykorzystaniem technik mikrofalowych za pomocą statków powietrznych o niewielkich rozmiarach. Dokonano przeglądu różnych technologii i rozwiązań technicznych, przedstawiając rozwiązania demonstratora technologii mikrofalowych na niewielkie statki powietrzne. Jako spełniająca wymagania przyjęto technikę radaru z syntetyczną aperturą (SAR). Realizowany projekt ma odpowiedzieć na pytanie, czy przyjęte założenia i rozwiązania techniczne potwierdzają możliwość wykonania i budowy mikroradaru z syntetyczną aperturą (uSAR) o akceptowalnych parametrach zobrazowania radarowego do praktycznego wykorzystania na niedużym bezpilotowym statku powietrznym (BSP). Spodziewanym wynikiem realizacji programu jest uzyskanie potwierdzenie przydatności współczesnych, powszechnie dostępnych technologii mikrofalowych, przetwarzania sygnałów, sterowania, komunikacji i nawigacji do praktycznego wykonania sensorów radiolokacyjnych z możliwością montażu na małych bezpilotowych statkach powietrznych. Projekt realizowany jest w ramach I Programu Badań Stosowanych (PBS) zleconego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju (NCBiR).

# 1. Wprowadzenie

Współczesne możliwości techniczne sprawiają, że powierzchnię Ziemi można badać za pomocą wielu technik o różnym stopniu zaawansowania technologicznego. Wykorzystywane w tym celu są zarówno zakresy: widzialne – optyczne, jak i niewidzialne: podczerwieni, ultrafioletu, mikrofalowe, zarówno pasywne jak i aktywne.

Dodatkowo należy zauważyć, że te same sensory badawcze mogą być umieszczone na różnych platformach, co znacznie rozszerza ich zdolności badawcze.

Tematem tego artykułu jest badanie powierzchni Ziemi z wykorzystanie technik mikrofalowych. Jak wynika z tytułu artykułu, rozważania dotyczyć będą zatem mikrofalowych technik badania powierzchni Ziemi, a nie jej penetracji poniżej poziomu gruntu, czyli nie dotyczą dość interesującej grupy technik georadarowych.

Aktualnie powierzchnię Ziemi z wykorzystaniem technik mikrofalowych bada się radarami umieszczonymi na załogowych i bezzałogowych statkach powietrznych oraz na sztucznych satelitach krążących wokół Ziemi. Są to techniki komplementarne i jedna nie wyklucza użytkowania drugiej. Wykorzystanie satelitów pozwala na długotrwałe badanie dużych obszarów bez uzyskiwania zgody zarządzającego danym terenem, natomiast wykorzystanie statków powietrznych dedykowane jest raczej do krótszych misji, z mniejszych wysokości na bliższym dystansie, organizowanych doraźnie.

W zakresie zainteresowania wykonawców projektu jest realizacja demonstratora radaru SAR na bezpilotowym statku powietrznym o małych rozmiarach i udźwigu do 10 kg. Dlatego fakt ten będzie decydujący dla wyboru pasma pracy, jak i doboru rozwiązań technicznych przy realizacji demonstratora radaru z syntetyczną aperturą (SAR).

Promieniowanie mikrofalowe pochodzące od powierzchni Ziemi jest niewielkie, dlatego praktyczne znaczenie mają wyłącznie mikrofalowe techniki aktywne, to znaczy takie, w których radar wyposażony jest w nadajnik fal elektromagnetycznych i odbiornik fal powracających, odbitych od powierzchni Ziemi.

Pasmo promieniowania mikrofalowego znajduje się pomiędzy podczerwienią a ultrakrótkimi falami radiowymi. W przybliżeniu obejmuje ono fale o długości od pojedynczych milimetrów do kilkuset centymetrów. Promieniowanie elektromagnetyczne z tego zakresu przenika przez chmury i między innymi z tej przyczyny mikrofale znalazły szerokie zastosowanie w badaniach teledetekcyjnych wszędzie tam, gdzie utrzymujące się zachmurzenie utrudnia zastosowanie obrazowania w zakresie optycznym i w podczerwieni. Tak więc radarowe techniki radarowe umożliwiają uzyskanie zobrazowania powierzchni Ziemi zarówno w dzień, jak i w nocy bez względu na warunki pogodowe, a w szczególności są niewrażliwe na silne zachmurzenie. Oprócz zagadnień ściśle związanych z radiolokacją istotną sprawą w projekcie są zagadnienia związane z zapewnieniem odpowiednich danych nawigacyjnych. W zamyśle realizatorów projektu jest takie opracowanie algorytmów przetwarzania SAR, aby układy nawigacyjne demonstratora radaru mogły mieć stosunkowo niską klasę dokładności parametrów, a co z tym związane – niską masę i cenę. Dokładniej zostało to opisane w artykule *Loty w trudnych warunkach z wykorzystaniem radaru SAR*, opublikowanych w materiałach konferencji "Mechanika w Lotnictwie", 2012.

# 2. Wprowadzenie do techniki radaru z syntetyczną aperturą (SAR)

Technika radaru z syntetyczną aperturą (SAR) pozwala na uzyskanie zobrazowania terenu uzyskanego w paśmie mikrofalowym. Zobrazowanie SAR jest otrzymywane przez umieszczenie sensora radarowego na ruchomej platformie z anteną skierowaną prostopadle do kierunku lotu platformy. W trakcie lotu platformy powierzchnia Ziemi jest skanowana wiązką radaru, co umożliwia otrzymanie zobrazowania. W tak uzyskanym zobrazowaniu wyróżniamy dwa kierunki: odległościowy i azymutalny. Kierunek odległościowy jest prostopadły do toru lotu platformy. Kierunek azymutalny jest równoległy do kierunku lotu platformy. Zależności geometryczne dla radaru SAR przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Geometria radaru SAR

Wysoka rozdzielczość odległościowa jest uzyskiwana poprzez technikę kompresji impulsu. Technika ta polega na emitowaniu impulsów zmodulowanych częstotliwościowo o dużym paśmie (najczęściej z liniową modulacją częstotliwości), a następnie odbieraniu z zastosowaniem filtru dopasowanego. W ten sposób możliwe jest nadawanie stosunkowo długich impulsów, a przy tym uzyskanie dobrej rozdzielczości.

Dla tzw. radarów SLAR (ang. *Side Looking Aperture Radar*) rozdzielczość w kierunku azymutalnym jest związana z szerokością wiązki fizycznej anteny. W celu zwiększenia zdolności rozdzielczej radaru w kierunku azymutalnym należy zmniejszyć szerokość wiązki anteny. Oznacza to konieczność zwiększenia wymiarów anteny, nie można dowolnie zwiększać wymiarów anteny, limitem jest chociażby wielkość dostępnego nośnika radaru.

Dla poruszającej się platformy z radarem, skuteczną metodą zwiększenia wymiarów anteny, a tym samym zawężenia jej wiązki, jest stworzenie wirtualnej anteny (syntetycznej apertury) na podstawie sygnału odebranego przez radar w różnych miejscach przestrzeni.

W praktyce tworzenie syntetycznej anteny odbywa się za pomocą banku filtrów dolnoprzepustowych lub dopasowanych. Można zatem przyjąć, że odebrany sygnał jest sygnałem z liniową modulacją częstotliwości.

Gdy zastosowany zostanie filtr dolnoprzepustowy, to uzyskane zostanie zobrazowanie w technice noszącej nazwę unfocused SAR (SAR niezogniskowany). Jego cechami charakterystycznymi są:

- rozróżnialność azymutalna jest zależna od odległości od radaru,
- niska wrażliwość na określenie prędkości wzdłużnej platformy z radarem przy stosunkowo niezbędnej niedużej mocy obliczeniowej bloku przetwarzania SAR.

Zależność rozróżnialności azymutalnej od odległości od radaru jest nieakceptowalna w wielu zastosowaniach. Dużo korzystniejsze w tym względzie jest zastosowanie filtru dopasowanego do analizy takiego sygnału.

Tak realizowana technika nosi nazwę SAR (ang. Synthetic Aperture Radar) zogniskowany (ang. focused SAR). Pomimo znakomitej rozdzielczości azymutalnej możliwej do osiągnięcia za pomocą tej techniki równej połowie długości fizycznej ( $L_a$ ) anteny radaru

$$\Delta r = \frac{1}{2}L_a$$

wykazuje ona dużą wrażliwość nawet na małe błędy określania parametrów lotu platformy z radarem, a w szczególności na określenie prędkości wzdłużnej platformy z radarem. Będzie to wymagało szczególnej staranności przy doborze urządzeń nawigacyjnych oraz uwzględnienia powyższego przy tworzeniu i implementacji algorytmów przetwarzania SAR. Ponadto technika ta wymaga dużej mocy obliczeniowej. Pomimo powyżej wymienionych wad, jest to technika powszechnie stosowana dla potrzeb radarów SAR. Technika SAR zogniskowany też będzie zastosowana w demonstratorze radaru uSAR realizowanego w ramach projektu.

### 3. Wybór częstotliwości pracy demonstratora radaru

W przypadku projektu takiego systemu istotną kwestią jest dobór odpowiedniej częstotliwości pracy radaru.

W latach czterdziestych XX w. zakres fal mikrofalowych został podzielony na pasma, którym przydzielono oznaczenia literowe: L, S, C, X oraz K. Z czasem odkryto, że propagacja fal w paśmie K nie jest jednakowa. Wskutek rezonansu cząsteczek pary wodnej, następuje silny wzrost tłumienia fal w atmosferze przy częstotliwości około 22 GHz. Z tego powodu pasmo K zostało podzielone na trzy części. Części środkowej przydzielono oznaczenie K, części dolnej przydzielono oznaczenie Ku (ang. *under* – poniżej pasma środkowego), natomiast części górnej pasma przydzielono oznaczenie Ka (ang. *above* – powyżej pasma środkowego).

W latach siedemdziesiątych ubiegłego wieku wprowadzono zupełnie nowy podział częstotliwości, uwzględniający właściwości fizyczne mikrofal, przydzielając kolejnym jej pasmom kolejne litery alfabetu od A do M (tabela 1).

		r	r
Oznaczenie	Zakres częto-	Zakres długości	Oznaczenie
tradycyjne	tliwości [GHz]	fali [cm]	nowe
VHF	0,1-0,3	300-100	А
UHF	0,3-0,5	100-60	В
	0,5-1,0	60-30	С
L	1-2	30-15	D
S	2-3	15-10	Ε
	3-4	10-7,5	F
С	4-6	7,5-5	G
	6-8	5 - 3,75	Н
V	8-10	3,75-3	Ι
Λ	10-12	3-2,5	J
Ku	12-18	2,5-1,67	J
K	18-26,5	$1,\!67\text{-}1,\!1$	J (do $20 \mathrm{GHz}$ )
Ka	26,5-40	1,1-0,75	K
fale	40 100	0.75.0.3	L (do 60 GHz)
milimetrowe	40-100	0,70-0,0	M (od $60 \mathrm{GHz}$ )

Tabela 1. Zakresy częstotliwości używanych w radiolokacji

Biorąc pod uwagę własności fizyczne mikrofal i ich przydatność dla wykorzystania dla potrzeb radaru z syntetyczną aperturą o dużej rozdzielczości zobrazowania, autorzy wskazali jako możliwe do wykorzystania fale z zakresu UHF oraz K, Ka.

Pasmo UHF ze względu na duże wymiary anten zostało skreślone z listy przydatnych dla realizacji projektu ze względu na niewielkie wymiary i udźwig nosiciela demonstratora radaru.

Z punktu widzenia radaru SAR istotną kwestią jest rozróżnialność radaru w kierunku odległościowym. Rozróżnialność ta zdefiniowana jest następującą zależnością

$$\Delta R = \frac{C}{2B\cos\Theta}$$

Zgodnie z rozporządzeniem [7], dozwolone cywilno-rządowe pasmo częstotliwości o przeznaczeniu RADIOLOKALIZACJA to 24,05 GHz-24,25 GHz, co daje możliwość emisji sygnału o maksymalnym paśmie B = 200 MHz. Dla takiego pasma i przy założeniu, że antena radaru umieszczonego na BSL skierowana jest pod kątem  $\Theta = 30^{\circ}$ , możliwa do uzyskania rozróżnialność w kierunku odległościowym wynosi ok. 87 cm. Jest to wartość, która znacznie przekracza pożądaną w projekcie rozróżnialność radaru, tj. 50 cm dla kierunku odległościowego.



Rys. 2. Geometria SAR (przekrój w kierunku elewacyjnym)

Zgodnie z rozporządzeniem [7] dostępny jest szeroki zakres częstotliwości (do 2.6 GHz) w pasmie cywilno-rządowym o przeznaczeniu RADIOLOKALI-ZACJA dla częstotliwości z zakresu 33,40 GHz-36 GHz. Taki zakres dostępnych częstotliwości jest wystarczający dla uzyskania zakładanej rozróżnialności azymutalnej.

Biorąc powyższe pod uwagę, w ramach projektu radarowego systemu  $\mu$ SAR autorzy zaproponowali pracy radaru na częstotliwości 35 GHz z pasmem 1 GHz

jako spełniające zarówno przepisy, jak i wymagania zapewniające realizację demonstratora radaru uSAR zgodnie z założeniami przyjętymi przez realizatorów projektu.

# 4. Proponowana realizacja sprzętowa demonstratora radaru [1]-[3]

Demonstrator radaru uSAR ma być radarem pracującym na fali ciągłej (FMCW) z maksymalnie możliwym zastosowaniem elementów COTS.

# 4.1. Konfiguracja demonstratora radaru

Opracowany demonstrator radaru uSAR składać się będzie z następujących bloków:

- analogowy Front-End radaru (zespół mikrofalowy),
- blok wstępnej obróbki sygnału,
- blok transmisji danych,
- blok odbioru danych,
- blok przetwarzania SAR.



Rys. 3. Schemat blokowy demonstratora radaru uSAR

Podstawowe zakładane parametry demonstratora radaru zostały zestawione w tabeli 2.

Częstotliwość nośna	$35\mathrm{GHz}$	
Maksymalne pasmo pracy	1 GHz	
Rozróżnialność azymutalna	min. $50 \mathrm{cm}$	
Rozróżnialność odległościowa	min. $50 \mathrm{cm}$	
Emitowana moc	regulowana do 2,5 W	
Rodzaj modulacji	FMCW	
Szerokość wiązki antenowej	$3,3^{\circ}$	
w elewacji		
Szerokość wiązki antenowej	15°	
w azymucie		
Moduł DDS	Możliwość generacji 16 zestawów sygna-	
	łów o różnych czasach trwania, zdefinio-	
	wanych przez użytkownika, np. PRF=1,2	
	lub 4 kHz, pasmo 250, 500, 750 i 1000 GHz	
Masa demonstratora	max. 10 kg	

Tabela 2. Zakładane parametry demonstratora radaru

# 4.2. Zespół mikrofalowy (analog front-end)

Źródłem sygnału b.w.cz jest układ DDS (ang. *Direct Digital Synthetizer*) generujący sygnał o liniowej modulacji częstotliwości w zakresie do 1 GHz. Częstotliwość sygnału jest powielana, w celu przeniesienia pasma sygnału do pożądanego zakresu b.w.cz. Później sygnał jest podawany na sprzęgacz kierunkowy, w celu uzyskania sygnału referencyjnego wykorzystywanego przy odbiorze.

Sygnał b.w.cz. przed wysłaniem za pomocą anteny nadawczej jest wzmacniany do pożądanego poziomu mocy. Sygnał b.w.cz z anteny odbiorczej jest wzmacniany z wykorzystaniem wzmacniacza niskoszumnego, a następnie miksowany z kopią sygnału nadawanego, w celu uzyskania sygnału zdudnień o częstotliwości różnicowej.

Sygnał jest przetwarzany na postać cyfrową za pomocą przetwornika A/C i przetworzony wstępnie w bloku wstępnej obróbki sygnału, a następnie w bloku przetwarzania SAR. Opcjonalnie wstępnie przetworzony sygnał może być przesłany drogą radiową na Ziemię poprzez blok transmisji danych, a następnie po odebraniu go przez blok odbioru danych przetworzony w bloku przetwarzania SAR.



Rys. 4. Schemat budowy analogowego Front-Endu radaru

### 4.3. Blok wstępnej obróbki sygnału

Zadaniem bloku wstępnej obróbki sygnału jest:

- spróbkowanie sygnału IF,
- formatowanie próbek do dalszej transmisji.



Rys. 5. Schemat blokowy bloku wstępnego przetwarzania sygnału

- **Przetwornik analogowo-cyfrowy (A/C)** Analogowe sygnały z Front-Endu podawane są na przetworniki analogowo-cyfrowe (A/C), które próbkują analogowy sygnał wg zegara CLK. Jako przetworniki A/C wytypowano płytkę FMC150 firmy 4DSP.
- FPGA Spróbkowany sygnał jest wstępnie przetwarzany w cyfrowym układzie FPGA. Wytypowane płytki ewaluacyjne to: Avnet Kintex-7 FPGA DSP Kit with High-Speed Analog oraz Inrevium Zynq-7000 All Programmable SoC Extension Microcontroller Card.

- PC Przemysłowy komputer jest z jednej strony połączony interfejsem Ethernet do układu FPGA (z pośredniczącym procesorem ARM lub bez), z drugiej strony do bloku transmisji danych. Jego zadaniem jest obsługa FPGA (oraz ARM) oraz kontrola działania przesyłania danych poprzez sieć WiFi. Do tego zadania wytypowano komputer Jetway NF36-2800. Ciekawą alternatywą mógłby być także komputer przemysłowy CARMA DEVKIT, zawierający oprócz procesora ogólnego przeznaczenia także procesory grafiki w technologii CUDA. Umożliwiają one wprowadzenia dodatkowego kroku przetwarzania, który mógłby zmniejszyć ilość danych przekazywanych łączem bezprzewodowym na Ziemię.
- **Zegar (CLK)** Sygnał zegara doprowadzony jest do wszystkich cyfrowych urządzeń. Planowane jest wykorzystanie sygnału zegarowego, który dostępny będzie w module analogowego Front-Endu.
- Dysk pamięci trwałej Jako pamięć trwałą zastosowano półprzewodnikowe dyski SSD z uwagi na brak ruchomych elementów mechanicznych. Dzięki temu są bardziej odporne na wstrząsy i zmiany temperatur. Dodatkowo dyski wykonane w tej technologii charakteryzują się bardzo dużymi prędkościami zapisu i odczytu, co jest kluczowe w zastosowaniach projektowanego systemu.

# 5. Podsumowanie

Jak przedstawiono we wstępie, głównym zadaniem projektu jest znalezienie takich rozwiązań sensorów radiolokacyjnych i awioniki, które mogą być przydatne do badania powierzchni Ziemi z wykorzystaniem technik mikrofalowych za pomocą statków powietrznych o niewielkich rozmiarach.

Jako spełniającą wymagania przyjęto technikę radaru z syntetyczną aperturą (SAR).

Po przeglądzie różnych technologii i rozwiązań technicznych przedstawiono rozwiązania demonstratora technologii mikrofalowych na niewielkie statki powietrzne.

Założenie, że demonstrator można zrealizować wyłącznie w oparciu o komponenty COTS, przy zapewnieniu wysokich parametrów zobrazowania, jest możliwe w zakresie elementów przetwarzania sygnałów. W zakresie zespołu mikrofalowego jest to niestety trudne do spełnienia, dlatego na potrzeby projektu zaprojektowano dedykowany do tego demonstratora radaru uSAR analogowy front-end. Dla rozwiązań o mniejszych wymaganiach jakości zobrazowania SAR w innych pasmach częstotliwości jest możliwe użycie komponentów COTS.

W wyniku analizy przyjęto, że radar będzie pracował na częstotliwości 35 GHz z pasmem pracy 1 GHz, co powinno zapewnić uzyskanie zobrazowań SAR z minimum 50 cm rozróżnialnością, zarówno w odległości jak i azymucie.

Istotną sprawą w projekcie jest zapewnienie odpowiednich danych nawigacyjnych. Celem realizatorów projektu jest takie opracowanie algorytmów przetwarzania SAR, aby układy nawigacyjne demonstratora radaru mogły mieć stosunkowo niską klasę dokładności parametrów, a co z tym związane niską masę i cenę.

Podczas prób locie będzie to bardzo istotna kwestia podlegająca dokładnemu przebadaniu, ponieważ należy uwzględnić fakt, że małe statki powietrzne są mniej odporne na zmienne warunki atmosferyczne, a w szczególności na odziaływanie wiatru.

Przy założeniu możliwości wykorzystania układów nawigacyjnych o niższej klasie dokładności podnosi wymagania zarówno realizacji technicznej demonstratora w tym opracowania skutecznych algorytmów przetwarzania SAR, jak i przeprowadzenia samych badań w locie.

Tak więc realizowany projekt potwierdza możliwość wykonania demonstratora radaru SAR według przyjętych założeń i rozwiązania technicznych mikroradaru z syntetyczną aperturą (uSAR) o akceptowalnych parametrach zobrazowania radarowego do praktycznego wykorzystania na niedużym bezpilotowym statku powietrznym (BSP).

Spodziewanym wynikiem realizacji programu jest to, że w wyniku przeprowadzonych badań w locie zostanie uzyskane potwierdzenie przydatności współczesnych dostępnych powszechnie technologii mikrofalowych, przetwarzania sygnałów, sterowania, komunikacji i nawigacji dla praktycznego wykonania sensorów radiolokacyjnych z możliwością montażu na małych bezpilotowych statkach powietrznych.

#### Bibliografia

- Założenia techniczne demonstratora radarowego systemu zobrazowania powierzchni Ziemi za pomocą technik mikrofalowych, Warszawa, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, 2012, 7306/50
- uSAR, Zastosowanie technik mikrofalowych do obserwacji powierzchni Ziemi specyfikacja techniczna, Warszawa, Politechnika Warszawska, ISE, 2013
- 3. Projekt samolotowego zasobnika badawczego systemu radarowego do obserwacji powierzchni Ziemi z zastosowaniem technik mikrofalowych, Warszawa, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, 2013

- 4. CURLANDER J.C., MCDONOUGH R.N., 1991, Synthetic Aperture Radar Systems and Signal Processing, John Willey & Sons, Inc.
- 5. CARRARA W.G., GOODMAN R.S., MAJEWSKI R.M., 1995, Spotlight Synthetic Aperture Radar, Norwood, MA, USA: Artech House, Inc.
- FRANCESCHETTI G., LANARI R., 1999, Synthetic Aperture Radar Processing, Boca Raton, Florida, USA: CRC Press LLC
- Rozporządzenie Rady Ministrów z dnia 29 czerwca 2005 r. w sprawie Krajowej Tablicy Przeznaczeń Częstotliwości – Dziennik Ustaw Nr 134 z dnia 21.07.2005 r., poz. 1127, z 2006 r. Nr 246, poz. 1792, z 2008 r. Nr 97, poz. 629 oraz z 2009 r. Nr 13, poz. 1086

#### Application of microwave methods for the earth observation

#### Abstract

he main goal of this project is to find such radiolocation sensors and avionics solutions which could be applied to analyze the earth surface by microwave methods on a lightweight aircraft. A survey of different technologies and technical solutions is made, presenting the solution for the microwave technology demonstrator for small-size aerial vehicles. The method which met the requirements is the Synthetic Aperture Radar (SAR). The project is supposed to give the answer if the applied assumptions and technical solutions confirm the possibility of creating a synthethic aperture microradar (uSAR) with acceptable imaging parameters for practical application on a lightweight unmanned aerial vehicle (UAV). The expected result of the programme is confirmation of usefulnes of the present widely available microwave signal-processing, control, communication and navigation technologies for the practical use of radiolocation sensors mounted on UAVs. The project is being developed with the support of the National Centre for Research and Development (NCBiR) under the project titled "Application of microwave methods for earth observation" in the I Applied Research Programme (PBS).

# BADANIA WŁAŚCIWOŚCI CIEPLNO-FIZYCZNYCH MATERIAŁU DIELEKTRYCZNEGO STOSOWANEGO DO USZCZELNIANIA ZASOBNIKÓW LOTNICZYCH

ANDRZEJ J. PANAS

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa; Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa e-mail: andrzej.panas@itwl.pl

Maciej Białecki, Andrzej Dudziński, Anna Foltyńska, Anna Krupińska, Maj Mordzonek

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: maciej.bialecki@itwl.pl; andrzej.dudzinski@itwl.pl; anna.foltynska@itwl.pl; anna.krupinska@itwl.pl; maj.mordzonek@itwl.pl

W pracy przedstawiono metodykę oraz wyniki badań właściwości cieplnofizycznych materiału U30MES-5NT stosowanego do uszczelniania zbiorników paliwowych i zasobników statków powietrznych. Badania miały charakter badań kompleksowych i objęły swoim zakresem badania wagowe, termograwimetryczne, mikrokalorymetryczne, dylatometryczne, badania właściwości lepkosprężystych oraz pomiary dyfuzyjności cieplnej. Do wykonania badań wykorzystano zestaw specjalizowanych przyrządów badawczych oraz stanowiska pomiarowe własnej konstrukcji. Pomiary przeprowadzono w zakresach temperatury obejmujących przedział wspólny od  $-20^{\circ}$ C do 100°C. Uzyskane wyniki stanowią podstawę opisu właściwości badanego materiału i umożliwiają określenie ograniczeń jego użytkowania związanych z oddziaływaniami termicznymi i wibracyjnymi. Charakterystyka badanego materiału obejmuje również obliczeniowe wartości przewodności cieplnej. Przedstawione w pracy procedury badań mają charakter uniwersalny i stanowia przykład procedur opracowywanych specjalnie do badań nowych materiałów/struktur konstrukcji lotniczych.

# 1. Wprowadzenie

Dokonującemu się w technice lotniczej postępowi towarzyszy zwiększające się pole zastosowań nowych materiałów konstrukcji lotniczych. Dotyczy to w szczególności materiałów i struktur z udziałem związków wielkocząsteczkowych, w tym tzw. materiałów kompozytowych. Specyficzne właściwości tych materiałów wymuszają z kolei rozwój technologii badań materiałowych. W planowaniu procedur badawczych znaczącą rolę odgrywa fakt wrażliwości wielu wprowadzanych do wykorzystania materiałów i struktur na wymuszenia cieplne z zakresu temperatury eksploatacyjnej atmosferycznej, ewentualnie niewiele od niej odbiegającej. Przedstawiony stan rzeczy ma również wpływ na kształtowanie procedur badań właściwości cieplno-fizycznych oraz na rozszerzanie ich zakresu.

Celem niniejszego opracowania jest zaprezentowanie pełnej procedury i wyników badań właściwości cieplno-fizycznych oraz cieplno-mechanicznych materiału o właściwościach typowych dla wyżej omówionych. Ponieważ w ramach innych programów badań (por. np. [1]) pojawiły się potrzeby wyznaczenia danych materiałowych uszczelniacza lotniczego U30MES-5NT, właśnie ten materiał wykorzystano jako reprezentanta tworzyw wielkocząsteczkowych. Badania objęły swoim zakresem procedury analizy termicznej z wyznaczeniem parametrów charakterystycznych oraz cech jakościowych [2], pomiary właściwości cieplno-fizycznych z uwzględnieniem ich zależności temperaturowych [3], [4], badania parametrów lepkosprężystości w funkcji temperatury i częstotliwości wymuszenia [5] oraz pomiary uzupełniające, w tym pomiary wagowe.

Przy opracowywaniu otrzymanych wyników uwzględniono komplementarność uzyskanych charakterystyk (por. [6]). Wzajemne współzależności wyznaczonych parametrów cieplno-mechanicznych wykorzystane zostały również w podsumowującej badania analizie zbiorczej rezultatów.

Przedstawiając zagadnienie, należy jeszcze wspomnieć, że badany materiał jest dielektrykiem. Ma to znaczenie zarówno ze względu na jego planowane wykorzystanie do uszczelnienia zasobnika źródła promieniowania mikrofalowego, jak i ze względu na konieczność dostosowywania procedur badań właściwości cieplnych.

# 2. Charakterystyka procedur badawczych

Omówiony w poprzednim punkcie program badań wykracza swoim zakresem zarówno poza program typowej analizy termicznej, jak i typowe programy badań właściwości cieplno-fizycznych. Odpowiada on jednak wyzwaniom badawczym jakie stawiają nowe technologie lotnicze. Możliwość jego realizacji jest zapewniona zarówno przez zastosowanie zaawansowanej aparatury pomiarowej (por. np. [7]), jak i dedykowanych procedur własnych. Wśród tych ostatnich wymienić należy przede wszystkim modyfikację [8], [9] klasycznej metody Ångströma pomiaru dyfuzyjności cieplnej z zastosowaniem wymuszenia harmonicznego [10].

Ze względu na występujące pomiędzy poszczególnymi parametrami współzależności kolejność poszczególnych pomiarów nie powinna być przypadkowa. W niniejszym przypadku zastosowano schemat postępowania zilustrowany diagramem z rys. 1. Z uwagi na konieczność zachowania przejrzystości schematu nie wszystkie wzajemne relacje zostały na nim znaczone. Dotyczy to w szczególności pomiarów wagowych. W rzeczywistości wyniki ważeń wykorzystywane sa nie tylko jako dane wejściowe do badań termograwimetrycznych i mikrokalorymetrycznych, ale także służa do uzupełnienia dokumentacji wszystkich w zasadzie pomiarów. Dobra praktyka jest np. ważenie badanych próbek przed i po każdym badaniu właściwości cieplnych. W badaniach wagowych wyznaczono również gęstość badanego materiału. Zastosowano w tym przypadku metodę wypornościową. Uzyskany wynik porównano z wartością gęstości obliczoną ze wzoru definicyjnego. Do określenia objętości posłużyły wyniki pomiarów wymiarów liniowych badanych próbek o regularnym kształcie. Badania wagowe wykonane zostały za pomoca wagi analitycznej Mettler Toledo AT 262 z zestawem pomiarów wypornościowych. Rozdzielczość wagi wynosi 0,01 mg, a deklarowana dokładność to 0,02 mg.



Rys. 1. Przedstawienie współzależności pomiarów i zalecanej kolejności ich wykonywania przy wykonywaniu kompleksowych badań właściwości cieplno-fizycznych

Badania termograwimetryczne (ang. thermogravimetric – TG) wchodzą w zakres klasycznych metod analizy termicznej. Polegają one na wyznaczaniu zmian – spadków lub przyrostów – masy próbki w funkcji temperatury lub czasu [2]. Standardowo pomiary TG wykonywane są w trybie monotonicznych zmian temperatury, trybie quasi-izotermicznym lub trybie izotermicznym. W niniejszym przypadku badania wykonano w trybie liniowo zmiennej w czasie temperatury. Uzyskane wyniki poddano analizie i na podstawie jej rezultatów określono temperaturę rozkładu badanego związku oraz określono zakresy temperaturowe dla pozostałych pomiarów.

Do przeprowadzenia badań TG wykorzystano termowagę Netzsch TG 209 F3 Tarsus. Zakres pomiarowy termowagi pokrywa przedział temperatury od temperatury pokojowej (TP) do 1000°C, rozdzielczość wynosi 0,1 $\mu$ g, maksymalny zakres wagowy to 2000 mg, szybkości zmian temperatury od 0,001°C/min do 100°C/min, a pojemność standardowej kapsułki to 85 $\mu$ l.

Drugą typową metodą analizy termicznej jest analiza mikrokalorymetryczna. Metody skaningowej mikrokalorymetrii różnicowej (DSC – ang. Differential Scanning Calorimetry) stanowią konsekwencję ewolucji metod różnicowej analizy termicznej (DTA – ang. Differential Thermal Analysis). W dużym uproszczeniu można stwierdzić, że w badaniach DTA porównywane są zmiany temperatury materiału badanego ze zmianami temperatury wzorca i na tej podstawie wyprowadza się wnioski o charakterze głównie jakościowym. W badaniach DSC porównywane są strumienie energii doprowadzanej do próbki i do wzorca, a wynik porównania pozwala na otrzymanie danych ilościowych. Współczesne mikrokalorymetry pozwalają na wykonywanie badań efektów cieplnych i wyznaczanie przyrostów entalpii, czyli pomiar pojemności cieplnej właściwej badanej próbki, w trybie pomiaru różnicowego ze stałą szybkością zmian temperatury [2], [3]. W ramach badań DSC dla materiału uszczelniacza przeprowadzono pomiary ciepła właściwego metodą trzech krzywych (por. [2], [3], [5]). Charakterystyki termiczne – zależności ciepła właściwego przy stałym ciśnieniu od temperatury  $c_p(t)$ , gdzie t jest temperaturą w °C, zostały następnie wykorzystane do obliczenia wartości przewodności cieplnej. Otrzymane sygnały zmian strumienia ciepła w funkcji temperatury wykorzystano również do określenia temperatury przemiany szklistej (temperatury zeszklenia  $t_a$ ).

Badania DSC przeprowadzono, wykorzystując zamiennie dwa przyrządy. Pierwszy to mikrokalorymetr skaningowy z kompensacją mocy Pyris 1 firmy Perkin-Elmer o zakresie temperaturowym od  $-30^{\circ}$ C do 600°C oraz od TP do 710°C, deklarowanej dokładności wyznaczenia entalpii oraz ciepła właściwego ±2% i pojemności typowego naczynka DSC 25 µl. Drugim przyrządem był mikrokalorymetr różnicowy DSC 404 F1 Pegasus firmy Netzsch o zakresach pomiaru od  $-120^{\circ}$ C do 1000°C oraz od temperatury pokojowej do 1650°C (pomiar ciepła właściwego do 1400°C), deklarowanej dokładności wyznaczenia entalpii oraz ciepła właściwego ±3% i pojemności typowego naczynka DSC 85 µl.

Rozszerzalność cieplna liniowa  $\alpha(t)$  jest parametrem powiązanym bezpośrednio z ciepłem właściwym przy stałej objętości związkami zarówno termodynamiki fenomenologicznej jak i statystycznej [6]. Zmiany wymiarów liniowych badanej próbki wywołane zmianą temperatury, ewentualnie zmiany długości w funkcji czasu, niosą również informacje o zachodzących przy zadanym wymuszeniu przemianach fazowych. Pomiary dylatometryczne stanowią zatem niezbędne dopełnienie analiz termicznych [2], [7]. Wyznaczone w badaniach dylatometrycznych charakterystyki temperaturowe tzw. technicznej rozszerzalności cieplnej  $\alpha^*(t)$  bądź wydłużenia względnego  $\varepsilon(t)$  (por. [3], [8]), pozwalają również na określenie zależności temperaturowej gęstości  $\rho(t)$ . Jest to z kolei niezbędne do obliczenia prawidłowych, nieobarczonych błędem dylatacyjnym, wartości przewodności cieplnej (por. np. [9]).

Do wykonania pomiarów dylatometrycznych wykorzystano dylatometr Netzsch Dil 402 C 242 D. Zakresy temperaturowe badań dla tego przyrządu są zróżnicowane i wynoszą odpowiednio od  $-150^{\circ}$ C  $\div 500^{\circ}$ C dla pieca niskotemperaturowego oraz od temperatury pokojowej do  $1600^{\circ}$ C dla wysokotemperaturowego. Zakres zmian długości badanej próbki to  $\pm 2,5$  mm, a maksymalna długość próbki wynosi 25 mm dla pieca wysokotemperaturowego i 50 mm dla pieca niskotemperaturowego.

Obliczenie wartości przewodności cieplnej  $\lambda(t)$  z zależności

$$\lambda(t) = \rho(t)a(t)c_p(t) \tag{2.1}$$

wymaga uprzedniego określenia charakterystyki temperaturowej dyfuzyjności cieplnej a(t). Ta pośrednia metoda wyznaczania przewodności cieplnej jest jedną z najczęściej obecnie stosowanych dla szerokiej grupy materiałów, od izolatorów cieplnych o przewodności około 0,1 W/(m·K) do bardzo dobrych przewodników ciepła o przewodności sięgającej 2000 W/(m·K) (por. [3], [4]). Dyfuzyjność cieplna a jest stosunkiem właściwości transportowych do właściwości akumulacyjnych ciepła. Charakteryzuje ona bezpośrednio zdolność ciała do wyrównywania temperatury i z tego powodu jest też nazywana współczynnikiem wyrównania temperatury [10].

Jedną z najbardziej popularnych metod wykorzystywanych do pomiaru dyfuzyjności cieplnej jest metoda chwilowego powierzchniowego źródła ciepła – metoda Parkera [11]. Wykonanie pomiarów tą metodą umożliwia stanowisko LFA 457 (*Laser Flash Apparatus*) firmy Netzsch (zakres: TP do 1100°C, szybkości nagrzewania/chłodzenia badanej próbki od 0,01°C/min do 50°C/min; por. [12]). Ze względu na stosunkowo małe wymiary badanych próbek metoda może się nie sprawdzać przy wyznaczaniu dyfuzyjności cieplnej materiałów niejednorodnych, szczególnie w przypadku, gdy wykazują się one małymi wartościami przewodności cieplnej. W badaniach materiału uszczelniacza, oprócz stanowiska LFA 457, wykonano zatem również układ badawczy własnego projektu i wykonania [14]. Układ działa z wykorzystaniem metody wymuszeń harmonicznych Ångströma [15] poddanej podwójnej modyfikacji (por. [15] oraz [16]). Umożliwia wykonanie pomiaru dyfuzyjności cieplnej w zakresie od  $-30^{\circ}$ C do  $60^{\circ}$ C oraz od  $-5^{\circ}$ C do  $110^{\circ}$ C w zależności od zastosowanego czynnika chłodzącego i konfiguracji głowicy pomiarowej. Badania dyfuzyjności cieplnej przeprowadzane są przy zachowaniu wyjątkowo dużej rozdzielczości temperaturowej (termicznej; por. [7], [13]).

Technika dynamicznej analizy (cieplno)mechanicznej (DMA – ang. Dynamic Mechanical Analysis [17], ew. dynamic thermomechanometry [2]) jest znana od ponad stulecia, ale stosunkowo niedawno zagościła na trwałe w obszarze analizy termicznej. Stało się to głównie za sprawą rozwoju technologii tworzyw wielkocząsteczkowych i potrzeb ich badań. Materiały tego typu wykazują z reguły wyraźne właściwości lepkosprężyste. Technika może być jednak wykorzystana również do badań znacznie szerszej grupy materiałów i to niekonicznie w kontekście ich właściwości reologicznych. Badania DMA polegają na zadaniu wymuszeniu w postaci oscylacyjnie zmiennej siły i śledzeniu oscylacyjnej odpowiedzi badanej próbki. W dużym uproszczeniu można stwierdzić, że tłumienie sygnału odpowiedzi niesie informację o właściwościach sprężystych ośrodka, a przesunięcie fazowe o właściwościach lepkościowych (por. [17]). Podstawowymi parametrami określanymi w badaniach DMA sa: moduł sprężystości (moduł zachowawczy, składowa rzeczywista modułu) E', moduł stratności (składowa urojona modułu) E'' oraz stosunek tych wielkości przywoływany jako tangens kata  $\delta$ 

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{E''}{E'} \tag{2.2}$$

Parametry te są wyznaczane w funkcji temperatury t oraz w funkcji częstotliwości wymuszenia f. Na podstawie analizy zarejestrowanych sygnałów można wykryć i zidentyfikować charakterystyczne przemiany fazowe, w tym zeszklenie i mięknięcie. Metodami DMA bada się również procesy fizyczne, w tym procesy polimeryzacji, starzenia termicznego itp. Dla materiałów wykazujących dominację jednej cechy – lepkości lub sprężystości – można określić wartość parametru charakteryzującego daną właściwość. Najważniejsze jest jednak to, że metoda pozwala na prawie ciągłe śledzenie nawet skrajnych zmian właściwości badanego materiału pod wpływem zmiany temperatury lub częstotliwości wymuszenia. W przypadku badanego materiału uszczelniacza jest to bardzo istotne.

Badania dynamicznej analizy termomechanicznej wykonano za pomocą analizatora DMA 242D firmy Netzsch. Zakres temperatury badań dla tego przyrządu obejmuje przedział od  $-170^{\circ}$ C do 600°C przy częstotliwościach wymuszenia od 0,01 Hz do 100 Hz.

### 3. Badania doświadczalne i ich wyniki

#### 3.1. Przygotowanie materiału uszczelniacza do badań

Zgodnie z dokumentacją technologiczną uszczelniacz U30MES-5NT jest przygotowywany ze składników płynnych. Wykaz składników niezbędnych do przygotowania nanoszonej na powierzchnię lub wylewanej do przestrzeni zamknietych płynnej substancji przedstawiono w tabeli 1. Poszczególne substraty odmierzono na laboratoryjnej wadze elektronicznej. Odmierzone składniki poddano łaczeniu w następujący sposób: pastę nr 9 i Guanid "F" rozcieńczono dodatkiem niewielkich ilości octanu etylu (w stosunku 1:1 cześci wagowych), następnie poddano mieszaniu ze sobą do uzyskania jednorodnej masy. W drugim naczyniu odmierzono pastę U30E-5NT i dodano pozostałą ilość octanu etylu, mieszając składniki do uzyskania jednorodnej masy. Do tak rozrobionej pasty U30E-5NT dolano mieszaninę pasty nr 9 i Guanidu "F" z naczynia pierwszego i całość mieszano przez 10-15 minut. Otrzymaną masę uszczelniacza wylano następnie na wcześniej przygotowane podłoża okrągłych próbek duralowych i na folię aluminiową. Wszystkie przygotowane partie poddane zostały procesowi suszenia w temperaturze pokojowej bez wpływu światła dziennego przez 10 dni.

Tabela 1.	Skład	mieszaniny	do	przygotowania	badanego	materiału
		•/		1 ./ ()	()	

Nazwa składnika	Ilość
Pasta U30E-5NT	$56,2\mathrm{g}$
Octan etylu	$22,\!05\mathrm{g}$
Pasta nr 9	$2{,}816\mathrm{g}$
Guanid "F"	$0,1638\mathrm{g}$

W efekcie takiego postępowania otrzymano gotowe próbki dwuwarstwowe do badań dyfuzyjności cieplnej metodą chwilowego powierzchniowego źródła ciepła (Parkera) i prefabrykat do przygotowania pozostałych próbek. Widok przekroju prefabrykatu przedstawiono na rys. 2a. Grubość warstwy materiału gotowego uszczelniacza, przyjęta jako wymiar charakterystyczny, wynosi od 1,5 do 2,0 mm. Materiał w oglądzie zewnętrznym i ocenie sprężystości wykazuje właściwości zbliżone do miękkich wyrobów kauczukowych (gumy). W badaniach strukturalnych przekroju stwierdzono występowanie porów o wymiarach około dwóch rzędów wielkości mniejszych od grubości warstwy.

#### 3.2. Pomiary wagowe

Pomiary wagowe wykonywane były w temperaturze pokojowej. W przypadku badań TG oraz DSC dane ważeń wykorzystano bezpośrednio jako dane



Rys. 2. Widok przekroju próbki materiału uszczelniacza na podłożu folii Al, gdzie grubość warstwy materiału 1,85 mm, grubość folii 0,01 mm (a) oraz widok przełomu próbki naderwanej w uchwycie analizatora DMA (b)

wejściowe odpowiednich pomiarów termograwimetrycznych i mikrokalorymetrycznych. Dla każdego z pomiarów przeprowadzano również ważenie kontrolne próbki po zakończeniu pomiaru lub cyklu pomiarów. Metodą wypornościową określono również gęstość próbek przygotowanych do pomiaru dyfuzyjności cieplnej metodą Ångströma (por. tabela 2). Przy tych pomiarach uwzględniono poprawkę na rozszerzalność cieplną wody. Średnia arytmetyczna uzyskanych wyników dla temperatury pokojowej to

$$\rho_0 = 1420 \,\mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^{-3} \tag{3.1}$$

Badanie	Kształt	Wymiary/Ilość
TG_pr1	nieregularny wycinek warstwy	$39{,}65\mathrm{mg}$
TG_pr2	jw.	$2,78\mathrm{mg}$
DSC	dysk	$\sim \emptyset 5 \mathrm{mm}, 22 \mathrm{mg}$
Dil	prostopadłościan	$25\mathrm{mm} \times 5\mathrm{mm} \times 1.85\mathrm{mm}$
DMA	prostopadłościan	jw.
LFA	dyski	$\emptyset 12,5 \mathrm{mm}, \mathrm{wys.}1,85 \mathrm{mm}$
		$\emptyset$ 12,5 mm, wys. 0,5 mm
Ångström	wycinek kwadratowy $\times 4$	$20\mathrm{mm} \times 20\mathrm{mm} \times 1,85\mathrm{mm}$

Tabela 2. Dane wymiarowe badanych próbek

#### 3.3. Badania termograwimetryczne – TG

Badania termograwimetryczne przeprowadzone zostały dla dwóch próbek. W celu określenia ewentualnych efektów histerezy właściwości pierwsza próbka była poddana została dwukrotnemu badaniu w zakresie od TP do 190°C. Program temperaturowy badań obejmował ogrzewanie do 175°C z szybkościa  $5^{\circ}$ C/min, 4 min wytrzymania (izoterma) w uzyskanej temperaturze i chłodzenie -2°C/min do 40°C. Drugą z badanych próbek poddano ogrzewaniu 5°C/min aż do 450°C. Celem było określenie parametrów rozkładu termicznego materiału uszczelniacza. Wyniki badań przedstawiono na rys. 3. Uzyskane rezultaty badań próbki 1 potwierdzają stabilność termiczna materiału uszczelniacza w zakresie temperatury tych badań, czyli do 175°C. Różnice pomiędzy zarejestrowanymi sygnałami TG nie wykraczają poza granice wyznaczone dokładnościa pomiaru. W badaniach próbki 2 stwierdzono stały liniowy trend spadku masy, na który nakłada się spadek skokowy. Z dużym prawdopodobieństwem spadek skokowy można przypisać procesowi rozkładu termicznego materiału próbki. Temperatura początku rozkładu została określona na  $t_{roz} = 264,1^{\circ}$ C. Fakt rozkładu potwierdzają badania subtelnej (różniczkowej) struktury zapisu temperatury w funkcji czasu oraz wyniki oglądu naczynka z próbką po zakończeniu badań. Przyczyny liniowego trendu spadkowego nie zostały jednoznacznie określone, ale można przypuszczać, że są one uwarunkowane bardzo mała masa początkowa badanej próbki i mogą się mieścić w przedziale błędów kalibracji przyrządu. Ważne jest jednak to, że w pomiarze określono górna granice odporności termicznej materiału, która o ponad 100°C przekracza górną nominalną temperaturę eksploatacji wynoszącą 130°C. Wyniki badań termograwimetrycznych wykorzystano również do określenia parametrów badań DSC, dylatometrycznych, pomiaru dyfuzyjności cieplnej i badań DMA.



Rys. 3. Wyniki badań termograwimetrycznych w postaci krzywych TG dla wszystkich trzech badań i krzywej różnicowej DTG dla pomiaru 3 (próbka TG\_pr2) – w funkcji temperatury w stopniach Celsjusza

#### 3.4. Badania mikrokalorymetryczne – DSC

Pomiary mikrokalorymetryczne zostały wykonane w dwóch etapach. W badaniach niskotemperaturowych, o temperaturze minimalnej wynoszącej  $-80^{\circ}$ C, zidentyfikowano i przebadano przemianę szklistą. Temperaturę zeszklenia określono jako  $t_{g,DSC} = -55^{\circ}$ C. Skokowy wzrost ciepła właściwego przy zeszkleniu wyniósł  $\Delta c_p \cong 40\%$ . Badania wykonano, wykorzystując aparat Netzsch. Niestety, w badaniach nie udało się uzyskać wiarygodnych danych ilościowych dotyczących samego ciepła właściwego. Ostatecznie zależności  $c_p(t)$  określone zostały przy wykorzystaniu mikrokalorymetru Pyris 1. W badaniach zastosowano sprawdzone uprzednio procedury postępowania z podziałem zakresu temperaturowego na segmenty (por. np. [5]). Przyjęto maksymalną temperaturę pomiaru równą 130°C. Szybkości zmian temperatury segmentów liniowych wynosiły  $\pm 5^{\circ}$ C/min. Uzyskane wyniki przedstawiono na rys. 4. Na podstawie tych rezultatów wyznaczono również charakterystykę aproksymacyjną, która jest dana następującą zależnością (t [°C],  $c_p$  [J/(kg·K)]

$$c_p(t) = 1363,199 + 1,614373t \tag{3.2}$$

Sama zależność ciepła właściwego od temperatury, jak i uzyskane jego wartości wykazują cechy typowe dla tworzyw wielkocząsteczkowych.



Rys. 4. Wyniki mikrokalorymetrycznego pomiaru ciepła właściwego (punkty) oraz liniowe przybliżenie aproksymacyjne zależności  $c_p(t)$ 

#### 3.5. Badania dylatometryczne

Badania dylatometryczne przeprowadzono dwukrotnie według tego samego programu zmian temperatury, który obejmował chłodzenie  $-2^{\circ}C/min$  próbki od temperatury pokojowej do  $-120^{\circ}C$ , ogrzewanie do  $165^{\circ}C$  z szybkością 2°C/min oraz chłodzenie -2°C/min do temperatury pokojowej. Segmenty zmian temperatury przedzielono 5-minutowymi segmentami izotermicznymi. Ze względu na dużą podatność materiału zastosowano bardzo mały nacisk pręta dylatometrycznego wynoszący 20 cN. Pomimo tego nie udało się uniknąć efektów związanych z oddziaływaniem pręta na próbkę. Wynikiem jest rozbieżność zależności temperaturowych wydłużenia względnego procesów spadku i wzrostu temperatury widoczna na rys. 5, który przedstawia wyniki pierwszego pomiaru. Powtórzony pomiar potwierdził reprezentatywność wyników przedstawionych na rys. 4. W obydwu pomiarach stwierdzono występowanie zeszklenia w temperaturze około  $-52^{\circ}$ C. Wartość ta stanowi średnią arytmetyczną temperatury początku przemiany (ang. *onset*) obliczonej z analizy wydłużenia względnego  $\varepsilon(t) = l(t)/l_0$  procesów chłodzenia i grzania. Ze względu na typowe dla dylatometrów prętowych opóźnienie zmian temperatury próbki

w stosunku do zadanego programu (por. [8]) rozbieżność wartości temperatury grzania i chłodzenia osiąga kilka °C. Sama przemiana objawia się spadkiem rozszerzalności cieplnej z wartości około  $160 \cdot 10^{-6} \,\mathrm{K^{-1}}$  do ok.  $60 \cdot 10^{-6} \,\mathrm{K^{-1}}$ . Obydwie wartości można uznać za typowe dla odpowiednich stanów substancji wielkocząsteczkowych.



Rys. 5. Wyniki pomiaru wydłużenia względnego (eps – linia) oraz wyniki obliczeń rozszerzalności cieplnej liniowej (alfa – punkty)

W obu wykonanych badaniach stwierdzono szybko postępujące mięknięcie materiału próbki po przekroczeniu temperatury 120°C. Po wyjęciu próbki z komory pomiarowej stwierdzono występowanie charakterystycznego odcisku pręta na powierzchni styku. Na podstawie tego można sądzić, że pozorny spadek rozszerzalności cieplnej liniowej już w okolicy 50°C można przypisać odkształceniu plastycznemu badanej próbki. Do wyznaczenia reprezentatywnych zależności aproksymacyjnych przyjęto zatem wyniki badań wydłużenia względnego w zakresie od  $-120^{\circ}$ C do  $-52^{\circ}$ C oraz od  $-52^{\circ}$ C do temperatury pokojowej. Uznając, że nacisk pręta powoduje zawyżenie zmian długości przy chłodzeniu oraz zaniżenie przy ogrzewaniu, aproksymacji poddano wyniki zbiorcze. W rezultacie otrzymano następujące zależności

$$\begin{split} \varepsilon(t) &= & (3.3) \\ &= \begin{cases} -1,019222 \cdot 10^{-2} + (9,164500 \cdot 10^{-5} + 2,327866 \cdot 10^{-7}t)t & t \leqslant -53^{\circ}\mathrm{C} \\ -5,062759 \cdot 10^{-3} + (1,942169 \cdot 10^{-4} + 3,525640 \cdot 10^{-7}t)t & t > -53^{\circ}\mathrm{C} \end{cases} \end{split}$$

Zróżniczkowanie powyższych funkcji pozwala na wyznaczenie liniowych przybliżeń rozszerzalności cieplnej liniowej  $\alpha(t)$ .

# 3.6. Badania dyfuzyjności cieplnej – współczynnika wyrównywania temperatury

Badania zależności temperaturowej dyfuzyjności cieplnej rozpoczęto od pomiarów wykonywanych metodą chwilowego powierzchniowego źródła ciepła z zastosowaniem stanowiska LFA 457 [12]. Pomiary wykonano w zakresie od temperatury pokojowej do 160°C. W badaniach stwierdzono regularny spadek wartości współczynnika wyrównywania temperatury ze wzrostem temperatury, ale wyniki badań obu próbek różniły się znacznie co do wartości dyfuzyjności cieplnej (por. rys. 6). Dla próbki cieńszej (0,50 mm) zanotowano wartości dwukrotnie przekraczające rezultaty pomiaru dyfuzyjności cieplnej próbki o grubości 1,85 mm. Ponieważ składowa błędu związana z wyznaczeniem grubości próbki jest prawie dziesięciokrotnie mniejsza dla próbki grubej, wyniki badań tej próbki są bardziej wiarygodne. Należy jednak dodać, że w badaniach wystąpiły również inne czynniki błędu. Sam materiał uszczelniacza nie jest jednorodny, trudno również zachować płasko-równoległość próbki. W związku z powyższym badania LFA potraktowano jako badania wstępne, natomiast pomiary zasadnicze dyfuzyjności cieplnej wykonano metodą oscylacji temperatury.

Do pomiaru zmodyfikowaną metodą Ångströma przygotowano cztery próbki. W badaniach zastosowano układ wymuszania dwustronnego, symetrycznego, z wymuszeniem na powierzchniach zewnętrznych i pomiarem sygnału odniesienia w płaszczyźnie symetrii stosu czterech próbek. Umożliwiło to podwojenie bazy pomiarowej i czterokrotne zmniejszenie błędu wyznaczania odległości charakterystycznej. Zakres temperaturowy pomiaru objął przedział od 5°C do 80°C. Zastosowano okres wymuszenia sinusoidalnego 60 s, amplituda wymuszenia nie przekraczała 1°C, co spełnia postulat zachowania dużej rozdzielczości temperaturowej (por. [7], [8]). Bezpośrednie wyniki pomiaru, bez



Rys. 6. Wyniki pomiaru dyfuzyjności cieplnej metodą chwilowego powierzchniowego źródła ciepła i zmodyfikowaną metodą Ångströma na rysunku przedstawiono dane bez poprawki rozszerzalnościowej

uwzględnienia poprawki związanej z rozszerzalnością cieplną, przedstawiono na rys. 6. Zarówno mała rozbieżność wyników, jak i zgodność uzyskanych wartości amplitudowych dyfuzyjności z wartościami wyznaczonymi na podstawie analizy opóźnienia fazowego, to przesłanki do stwierdzenia poprawności wykonanych pomiarów. Reprezentatywna charakterystyka współczynnika wyrównywania temperatury wyznaczona została zatem na podstawie aproksymacji wyników badań metodą wymuszenia oscylacyjnego. Przedstawia się ona zależnością ( $t \ [^{\circ}C], m \ [m^2/s]$ )

$$a_m(t) = 1,456011 \cdot 10^{-7} - 1,976814 \cdot 10^{-10}t \tag{3.4}$$

Indeks dolny m oznacza, że są to dane wyznaczone dla wymiaru charakterystycznego w temperaturze pokojowej, bez poprawki rozszerzalnościowej.

#### 3.7. Badania dynamicznej analizy cieplno-mechanicznej – DMA

Badania DMA wstępnie zaplanowano przeprowadzić w zakresie temperatury od –100°C do 130°C. Jednak już pierwsze pomiary wykazały brak możliwości uzyskania poprawnych warunków metrologicznych w ramach jednego doświadczenia. Przyczyną tego jest fakt skrajnie dużych zmian właściwości badanego materiału od właściwości lepkosprężystych typowego materiału wielkocząsteczkowego w obszarze bardzo niskiej temperatury do materiału wykazującego w zasadzie bliską zeru sprężystość już po przekroczeniu 100°C. Uzyskanie poprawnych rezultatów badań wymaga w takiej sytuacji zróżnicowania sposobów zadawania wymuszenia oscylacyjnego: od trybu ściskania bądź rozciągania, do trybu zginania z trójpunktowym podparciem swobodnym (por. [17]). Ostatecznie badania zasadnicze wykonano w ramach jednego eksperymentu badań próbki na rozciąganie w zakresie od około  $-90^{\circ}$ C do około  $100^{\circ}$ C dla różnych częstotliwości wymuszenia zmienianych skokowo od 0,1 Hz do 100 Hz według skali zbliżonej do logarytmicznej. Wybrane bezpośrednie wyniki badań przedstawiono na rys.  $7\div10$ , natomiast na rys. 11 zobrazowano opracowaną na podstawie uzyskanych rezultatów zależność modułu zachowawczego od częstotliwości wymuszenia dla temperatury pokojowej.



Rys. 7. Wyniki badań DMA – wymuszanie 5 Hz, temperatury powyżej TP



Rys. 8. Wyniki badań DMA – wymuszanie 5 Hz, niskie temperatury. Efekty przemiany zeszklenia w okolicy  $-50^{\circ}$ C widoczne są w postaci wzrostu wartości sygnału tg $\delta$  (tg d/ tg  $\delta$ )


Rys. 9. Porównanie niskotemperaturowych wyników badań DMA materiału dla różnych częstotliwości wymuszenia od 0,1 Hz do 100 Hz ze zobrazowaniem efektu przemieszczania się temperatury początku zeszklenia w kierunku wyższej

temperatury ze wzrostem cząstotliwości wymuszenia



Rys. 10. Zależność modułu zachowawczego (sprężystości, składowej rzeczywistej modułu) od temperatury dla różnych częstotliwości wymuszenia

Otrzymane wyniki badań DMA materiału uszczelniacza stanowią dobry przykład typowych właściwości lepkosprężystych materiału z przemianą zeszklenia. Przejawiają się one w zmniejszaniu wartości obydwu modułów ze wzrostem temperatury (rys. 7), drastycznym wzrostem wartości tych parametrów po przejściu materiału w stan szklisty przy obniżaniu temperatury (rys. 8) oraz wzrostem wartości ich proporcji w postaci funkcji tg $\delta$  w obszarze przemiany fazowej (rys. 8 i 9). Za typowe należy uznać również zwiększanie



Rys. 11. Zależność modułu zachowawczeg<br/>oE'od częstotliwości wymuszenia dla temperatury pokoj<br/>owej (20°C)

się temperatury przemiany ze wzrostem częstotliwości wymuszenia (rys. 9) i zwiększanie się wartości modułów ze wzrostem częstotliwości (rys. 10 i 11)<sup>1</sup>. Analiza wszystkich wyników badań DMA dowodzi natomiast ich zgodności z rezultatami pozostałych badań właściwości cieplno-fizycznych. W szczególności dotyczy to rozpoznania przemiany zeszklenia w okolicy  $-50^{\circ}$ C. Ponieważ parametry przemiany zależą od częstotliwości wymuszenia, wyniki badań DMA należy traktować nie jako uzupełnienie, lecz raczej niezbędne dopełnienie rezultatów analiz termicznych.

#### 3.8. Wyznaczenie przewodności cieplnej

Do wyznaczenia obliczeniowych wartości przewodności cieplnej badanego materiału wykorzystano wartość gęstości (3.1) oraz aproksymacyjne charakterystyki ciepła właściwego (3.2), wydłużenia względnego (3.3) oraz dyfuzyjności cieplnej (3.4) przedstawione na rys. 12. Uwzględnienie poprawki rozszerzalnościowej przy przekształcaniu zależności (2.1) prowadzi do uzyskania następującego wzoru łączącego wyznaczone w doświadczeniach parametry [18]

$$\lambda(t) = \frac{\rho_0 c_p(t) a_m(t)}{1 + \varepsilon(t)} \tag{3.5}$$

W wyniku wykonanych obliczeń uzyskano zależność przewodności cieplnej od temperatury dla zakresu od  $-20^{\circ}$ C do  $130^{\circ}$ C.Wartości przewod-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Na rys. 9 przedstawiono tylko charakterystyki modułu zachowawczego E', ale podobnie wyglądają również i charakterystyki modułu stratności E''.



Rys. 12. Zbiorczy wynik badania w postaci reprezentatywnych zależności temperaturowych pomiarowych: alfa – rozszerzalności cieplnej liniowej, a – dyfuzyjności cieplnej, cp – ciepła właściwego oraz obliczeniowej dla przewodności cieplnej – lambda

ności cieplnej można też wyznaczyć z zależności aproksymacyjnej (t [°C],  $\lambda_{obl}$  [W/(m·K)])

$$\lambda_{obl}(t) = 0.2918515 - 1.085268 \cdot 10^{-4}t - 5.239735 \cdot 10^{-7}t^2 \tag{3.6}$$

Charakterystykę temperaturową przewodności cieplnej materiału uszczelniacza przedstawiono na rys. 12. W komentarzu należy jednak zaznaczyć, że w obliczeniach poprawki rozszerzalnościowej zastosowano ekstrapolowane do 130°C wartości wydłużenia względnego  $\varepsilon(t)$ . Ze względu na stosunkowo wąski przedział temperatury wartości poprawki rozszerzalnościowej nie przekraczają 1% wyznaczanej wartości. Same wartości współczynnika  $\lambda$ , zmieniające się od 0,29 W/(m·K) do 0,27 W/(m·K) są typowe dla materiałów izolacyjnych.

## 4. Podsumowanie

Bezpośrednią przyczyną podjęcia badań opisanych w niniejszej pracy była potrzeba wyznaczenia właściwości cieplnych, a przede wszystkim przewodności cieplnej, uszczelniacza lotniczego U30MES-5NT. Przy rozpoznaniu zagadnienia okazało się jednak, że istnieje konieczność zbadania innych cech użytkowych tego materiału, w tym określenia jego zachowania w warunkach termicznych i mechanicznych odpowiadających warunkom eksploatacji sprzętu lotniczego. Stanowiło to okazję do przedstawienia pełnej metodyki badań właściwości cieplno-fizycznych rozszerzonych o niezbędne elementy analizy termicznej i dynamicznej termomechanicznej.

W ramach przeprowadzonych badań określono zależności ciepła właściwego, rozszerzalności cieplnej i dyfuzyjności cieplnej od temperatury. Uzyskane wyniki badań doświadczalnych posłużyły do obliczenia przewodności cieplnej. Wyznaczono również podstawowe parametry lepkosprężystości i zbadano zachowanie się materiału w warunkach obciążeń cieplnych odpowiadających zakresom certyfikacji sprzętu lotniczego. Analiza uzyskanych zależności temperaturowych wykazała zgodność wszystkich wyników, to znaczy analiz termicznych jakościowych oraz badań mikrokalorymetrycznych DSC, dylatometrycznych, termograwimetrycznych TG, dyfuzyjnościowych i analiz dynamicznych termomechanicznych, DMA w sensie ich komplementarności. Efektem przeprowadzonych analiz jest rozpoznanie cech i parametrów przemiany szklistej w okolicy  $-50^{\circ}$ C oraz mięknięcia badanego materiału uszczelniacza w okolicy  $100^{\circ}$ C. Rezultaty analiz ilościowych, w tym wyznaczone zależności temperaturowe poszczególnych parametrów, stanowią nie tylko dopełnienie charakterystyki materiału, ale będą mogły być wykorzystane do obliczeń numerycznych.

W ramach wniosków o charakterze ogólnym zwrócić uwagę należy przede wszystkim na uniwersalny charakter przedstawionych w pracy metod i procedur postępowania. Mają one charakter uniwersalny, a ich wykorzystanie nie ogranicza się tylko i wyłącznie do badań materiałów dielektrycznych. Przedstawiony w pracy opis metodyki badań może zatem być wykorzystany w planowaniu badań wszystkich materiałów techniki lotniczej, z włączeniem do tej grupy również materiałów i struktur kompozytowych.

Praca została wykonana z wykorzystaniem między innymi aparatury zakupionej w ramach grantu inwestycyjnego nr 558/FNiTP/691/2010.

### Bibliografia

- PANAS A.J., NOWAKOWSKI M, TERPIŁOWSKI J., BIAŁECKI M., JAKIELASZEK Z., MICHALCZEWSKI M., 2010, Analiza wyników pomiaru temperatury z badań samolotu TS-11 Iskra w locie, [W:] *Mechanika w Lotnictwie*, *ML-XIV 2010*, J. Maryniak, K. Sibilski (red.), 569-581
- WENDLANDT W.WM., 1986, *Thermal Analysis*, 3. wyd., John Willey & Sons, New York
- 3. MAGLIĆ K.D., CEZAIRLIYAN A., PELETSKY V.E. (RED.), 1984, Compendium of Thermophysical Property Measurement Methods. Volume 1: Survey of Measurement Techniques, Plenum Press, New York

- MAGLIĆ K.D., CEZAIRLIYAN A., PELETSKY V.E. (RED.), 1992, Compendium of Thermophysical Property Measurement Methods. Volume 2: Recommended measurement Techniques and Practices, Plenum Press, ISBN 0-306-43854-2, New York
- PANAS A.J., PANAS D., 2009, DSC investigation of binary iron-nickel alloys, High Temp. – High Press, 38, 1, 63-78
- GRIMVALL G., 1986, Thermophysical Properties of Materials, Elsevier Sc. Publ. B.V., Amsterdam
- PANAS A.J., 2010, Comparative-complementary investigations of thermophysical properties – high thermal resolution procedures in practice, *Proceedings* of *Thermophysics 2010*, 218-235, ISBN 978-80-214-4166-8, Valtice, 3nd-5th November
- 8. PANAS A.J., 1998, Wysokorozdzielcze termicznie badania rozszerzalności liniowej – dylatometryczna analiza termiczna, WAT, Warszawa
- BLUMM J., LINDEMANN A., MEYER M., STRASSER C., 2010, Characterization of PTFE using advanced thermal analysis techniques, *International Journal of Thermophysics*, **31**, 1, 1919-1927
- 10. WIŚNIEWSKI S., WIŚNIEWSKI T., 2000, Wymiana ciepła, WNT, Warszawa
- 11. PARKER J.W., JENKINS R.J., BUTLER C.P., ABBOTT G.L., 1961, Flash method of determining thermal diffusivity, heat capacity, and thermal conductivity, *Journal of Applied Physics*, **9**, 1679-1684
- 12. MIN S., BLUMM J., LINDEMANN A., 2007, A new laser flash system for measurement of the thermophysical properties, *Thermochimica Acta*, 455, 46-49
- PANAS A.J., NOWAKOWSKI M., JAKIELASZEK Z., TKACZYK P., 2011, Badania dyfuzyjności cieplnej past termoprzewodzących metodą wymuszenia okresowego, *Modelowanie Inżynierskie*, 41, 315-322
- ÅNGSTRÖM A.J., 1861, Neue Methode, das Warmeleitungsvermogen der Korper zu Bestimmen, Annalen der Physic und Chemie, 114, 513-530
- BELLING J.M., UNSWORTH J., 1987, Modified Angström's method for measurement of thermal diffusivity of materials with low conductivity, *Review of Scientific Instruments*, 58, 6, 997-1002
- PANAS A.J., NOWAKOWSKI M., 2009, Numerical validation of the scanning mode procedure of thermal diffusivity investigation applying temperature oscillation, *Proceedings of Thermophysics 2009*, 252-259, ISBN 978-80-214-3986-3, Valtice, 29th-30th October
- 17. MENARD K.P., 1999, Dynamical Mechanical Analysis. A Practical Introduction, CRC Press, Boca Raton
- PANAS A.J., TERPIŁOWSKI J., MAJEWSKI T., 2010, Badania i analiza właściwości cieplno-fizycznych spieku 90W-7Ni-3Fe, *Biuletyn WAT*, LIX, 3(659), 307-328

## Complex investigation of thermophysical properties of aircraft conatainer dielectric sealant

#### Abstract

The procedure and results of complex thermal analyses of a certain dielectric material are presented. The investigated material is U30MES-5NT sealant applied in sealing aircraft fuel tanks and containers. The investigations have been planned in view of thermomechanical loads typical for the aerospace equipment. The temperature range of all experiments covered the common temperature interval from  $-20^{\circ}$ C to 100°C but individual tests have been performed within extended temperature intervals below -80°C and up to 160°C as well. The performed investigations are: weighting measurements, thermogravimetric TG, microcalorimetric DSC, dilatometric, dynamic thermomechniacal DMA analyses and thermal diffusivity measurements. Both commercially available instruments and dedicated individual test stands have been applied to perform experiments. The investigations revealed glass transition and material softening effects. In the course of data processing, the approximates for heat capacity, linear expansions, thermal diffusivity and conductivity have been obtained. The results are completed with basic viscoelasticity parameter data such as storage and loss modulus. The investigation enabled determination of exploitation limitations for the investigated material. The presented methodology and procedures are universal in that sense that they are recommended to for application to studies of modern aerospace materials.

## PROJEKT KONCEPCYJNY SŁONECZNEGO DYNAMICZNEGO GENERATORA ENERGII ELEKTRYCZNEJ DLA MIĘDZYNARODOWEJ STACJI KOSMICZNEJ

### ANDRZEJ CHRZCZONOWSKI, ADAM JAROSZEWICZ

Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Zakład Inżynierii Lotniczej, Politechnika Wrocławska e-mail: andrzej.chrzczonowski@pwr.wroc.pl; adam.jaroszewicz@pwr.wroc.pl

Projekt koncepcyjny dynamicznego przetwornika energii słonecznej (*Dynamic Solar Power System* – DSPS) zakłada wykorzystanie zamkniętego obiegu Braytona do generowania energii elektrycznej na potrzeby Międzynarodowej Stacji Kosmicznej (*International Space Station* – ISS). Energia promieniowania słonecznego skupiona przez koncentrator optyczny (zwierciadło paraboliczne) "podgrzewa" czynnik roboczy (np. mieszaninę He-Ne), którego energia wewnętrzna jest przetwarzana na energię mechaniczną (turbina-generator-sprężarka), zapewniając co najmniej dwukrotny wzrost sprawności przetwarzania energii (ok. 35-40%, w stosunku do obecnych ok. 17% – panele ogniw fotoelektrycznych ISS). Dodatkowym atutem wykorzystania DSPS do generowania energii elektrycznej dla potrzeb ISS jest kilkukrotne zmniejszenie rozmiarów geometrycznych przetwornika energii słonecznej (średnica koncentratora poniżej 30 m) w porównaniu z rozmiarami paneli ogniw fotoelektrycznych.

## 1. Energia promieniowania słonecznego

Słońce jest centralną gwiazdą Układu Słonecznego, wokół którego krążą wszystkie planety Układu Słonecznego oraz mniejsze ciała niebieskie. Słońce emituje promieniowanie elektromagnetyczne rozciągające się od promieniowania gamma przez: rentgenowskie, ultrafiolet, widzialne, podczerwień, aż do fal radiowych [4].

Słońce emituje w zakresie widzialnym promieniowania elektromagnetycznego ( $\lambda = 380 \div 760 \text{ nm}$ ) – ok. 48% energii, w zakresie podczerwieni IR ( $\lambda > 760 \text{ nm}$ ) – ok. 45%, zaś w zakresie bliskiego ultrafioletu UV ( $\lambda = 120 \div 300 \text{ nm}$ ) tylko ok. 7%, co oznacza, że w zakresie  $\lambda = 250 \div 2500 \text{ nm}$ , Słońce emituje ok. 95% całej swojej energii (rys. 1). Prawie cała energia emitowana przez Słońce (ok. 99%) jest generowana w jądrze Słońca, gdzie w ciągu 1 sekundy anihilacji ulega około  $4,3 \cdot 10^9$  kg materii. W oparciu o równanie (1.1), całkowita moc promieniowania elektromagnetycznego emitowanego przez Słońce  $P_S$  [6]

$$E = mc^2$$
  $P_S = 3,845 \cdot 10^{26} \,\mathrm{W}$  (1.1)

co oznacza, że w ciągu każdej sekundy Słońce emituje energię wystarczającą do zagotowania lodowatej wody zawartej w sześcianie o boku 971 km. Na Ziemi we wszystkich oceanach, morzach, rzekach, lodach i w atmosferze jest łącznie tylko  $1.36 \cdot 10^9$  km<sup>3</sup> wody, cała ziemska woda zmieściłaby się w sześcianie o boku zaledwie 1113 km, a energia emitowana przez Słońce zagotowałaby ją w ciągu zaledwie półtorej sekundy<sup>1</sup>. E – energia równoważna anihilacji danej ilości materii m, m – masa materii ulegającej anihilacji w ciągu 1 s ( $m = 5.3 \cdot 10^9$  kg), c – prędkość światła w próżni ( $c = 2.99792458 \cdot 10^8$  m/s).



Rys. 1. Widmo promieniowania Słońca http://www.wiw.pl/astronomia/0705-g-rys\_045.asp

Traktując Słońce jako ciało doskonale czarne, w oparciu o prawo Stefana-Boltzmanna (1.2), temperatura efektywna powierzchni Słońca T jest określona jako

$$T = \sqrt[4]{\frac{I_S}{\sigma}} \qquad T = 5777 \,\mathrm{K} \tag{1.2}$$

gdzie:  $A_S$  – powierzchnia Słońca (6,0874 · 10<sup>18</sup> m<sup>2</sup>),  $\sigma$  – stała Stefana-Boltzmanna ( $\sigma = 5,67051 \cdot 10^{-8} \text{ W/(m^{-2}K^{-4})}$ ),  $I_S$  – natężenie promieniowania przypadające na jednostkę powierzchni Słońca

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>http://www.astro.uni.wroc.pl/helio/helio\_sundescrip.html

$$I_S = \frac{P_S}{A_S} = \frac{3.845 \cdot 10^{26} \,\mathrm{W}}{6.0874 \cdot 10^{18} \,\mathrm{m}^2} = 63.11 \,\frac{\mathrm{MW}}{\mathrm{m}^2} \tag{1.3}$$

Emisja Słońca w widzialnej części widma promieniowania elektromagnetycznego jest niemal identyczna z emisją ciała doskonale czarnego<sup>2</sup> o temperaturze 5777 K, [8], [11]. Maksimum długości fali promieniowania elektromagnetycznego  $\lambda$  emitowanego przez ciało doskonale czarne o temperaturze efektywnej T = 5777 K jest określona prawem Wiena

$$\lambda = \frac{b}{T} \qquad \lambda = 501 \,\mathrm{nm} \tag{1.4}$$

gdzie: b – stała Wiena,  $b = 2,8977685 \cdot 10^{-3} \text{ mK}.$ 

Największe natężenie promieniowania elektromagnetycznego emitowanego przez Słońce (maksimum rozkładu) przypada dla fali o długości  $\lambda = 501 \text{ nm}$  (barwa zielonożółta).

Ziemia, krążąc wokół Słońca wykonuje, jednocześnie dwa ruchy: wirowy wokół własnej osi oraz orbitalny wokół Słońca, wywołując u ziemskiego obserwatora wrażenie pozornego ruchu Słońca na nieboskłonie. Ruch orbitalny Ziemi odbywa się po orbicie eliptycznej o niewielkim mimośrodzie ( $\varepsilon = 0,0167$ ), gdzie Słońce znajduje się w jednym z ognisk elipsy. Minimalna odległość Ziemi od Słońca występuje ok. 2 stycznia – perihelium ( $d_P = 1,472 \cdot 10^{11} \text{ m} = 0,983 \text{ AU}$ , AU – jednostka astronomiczna), maksymalna odległość występuje ok. 3 lipca – aphelium ( $d_A = 1,522 \cdot 10^{11} \text{ m} = 1,017 \text{ AU}$ ), zaś uśredniona odległość  $d = 1 \text{ AU} = 1,496 \cdot 10^{11} \text{ m}, [8]$  (tabela 1).

Natężenie promieniowania słonecznego docierającego do Ziemi  $I_Z$  (tzw. bilans mocy promieniowania) jest określone jako

$$I_S A_S = I_Z A_{OZ} \tag{1.5}$$

gdzie:  $A_{OZ}$  – powierzchnia kuli o promieniu równym 1 AU (orbita Ziemi),  $I_Z$  – natężenie promieniowania przypadające na jednostkę powierzchni kuli o promieniu 1 AU.

Po przekształceniu (1.5) i podstawieniu wartości liczbowych mamy

$$I_Z = I_S \left(\frac{r_S}{d}\right)^2 = 63.11 \left(\frac{6.9598 \cdot 10^8}{1.4959789 \cdot 10^{11}}\right)^2 \frac{\text{MW}}{\text{m}^2} = 1367 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$
(1.6)

gdzie $\,r_S$ – promień Słońca, $\,r_S=6,9598\cdot 10^8\,{\rm m}=0,0046\,{\rm AU}.$ 

 $^2$ Dla przykładu, temperatura efektywna Ziem<br/>i $\,T=255\,{\rm K},$ długości fali promieniowania elektromagnetyczneg<br/>o $\,\lambda\cong14\,\mu{\rm m}.$ 

**Tabela 1.** Natężenie promieniowania słonecznego na orbicie wokółziemskiej  $(d - \text{odległość od Słońca}, I_Z - \text{natężenie promieniowania})$ 

	Perihelium	Aphelium	Wartość średnia
d	$1,472 \cdot 10^{11} \mathrm{m}$	$1,522 \cdot 10^{11} \mathrm{m}$	$1,496 \cdot 10^{11} \mathrm{m}$
$I_Z$	$1,412 \cdot 10^3 \mathrm{W/m^2}$	$1,322 \cdot 10^3 \mathrm{W/m^2}$	$1,367 \cdot 10^3 \mathrm{W/m^2}$

Uśredniona wartość natężenia promieniowania Słońca nosi nazwę stałej słonecznej –  $I_Z$ , co wyraża natężenie promieniowania słonecznego padającego na jednostkę powierzchni ustawionej prostopadle do padającego promieniowania na górnej granicy atmosfery ziemskiej, przy średniej odległości Ziemi od Słońca.

#### 2. Orbita sztucznego satelity Ziemi

Sztuczne satelity okrążają Ziemię po orbitach eliptycznych lub w szczególnym przypadku kołowych, opisywanych przez pierwsze prawo Keplera<sup>3</sup>

Sztuczny satelita okrążając Ziemię, przez część czasu trwania okrążenia znajduje się w cieniu planety, gdzie zasadnicze źródła energii elektrycznej, np. ogniwa fotoelektryczne nie wytwarzają energii elektrycznej. Pociąga to za sobą konieczność gromadzenia, przechowywania i zarządzania zużyciem energii elektrycznej na pokładzie sztucznego satelity, celem zachowania ciągłości zasilania systemów pokładowych (tabela 2).

Kąt orbity, podczas którego sztuczny satelita znajduje się w cieniu Ziemi (rys. 2) jest równy  $2\alpha$  i określony jako [4]

$$\sin \alpha = \frac{R_Z}{R_Z + H} \qquad \alpha = \arcsin \frac{R_Z}{R_Z + H} \tag{2.1}$$

gdzie: H – wysokość orbity sztucznego satelity nad powierzchnią Ziemi [m];  $R_Z$  – promień Ziemi (planety),  $R_Z = 6,378 \cdot 10^6$  m.

Bezwymiarowe współczynniki  $f_{Noc}$  i  $f_{Dzie\hbar}$  określające przez jaką część orbity sztuczny satelita będzie znajdował się w strefie cienia (zaćmienie) i po oświetlonej stronie Ziemi to

$$f_{Noc} = \frac{T_{Noc}}{T_{Orbita}} = \frac{2\alpha}{360} = \frac{\alpha}{180} \qquad f_{Dzieh} = \frac{T_{Dzieh}}{T_{Orbita}} = \frac{360 - 2\alpha}{360} = \frac{180 - \alpha}{180}$$
(2.2)

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup>Pierwsze prawo Keplera: Wszystkie planety poruszają się po eliptycznych orbitach, w których ognisku znajduje się Słońce.

Trup onhiter	Symbol	Zakres	Czas obiegu	Prędkość	
Typ or bity	orbity	wysokości	wokół Ziemi	orbitalna	
niska orbita	LEO	$200 \div 1000 \mathrm{km}$	$90 \div 100 \text{ min}$	$7.01  \rm km/s$	
okołoziemska	LEO	nad powierzchnią	50 <del>+</del> 100 mm	1,51 KIII/ 5	
średnia orbita	MEO	$1001 \div 35785\mathrm{km}$	$100 \min > T >$	7,91 > v >	
okołoziemska	MEO	nad powierzchnią	$23 \operatorname{godz} 56 \min 4 \operatorname{s}$	$3,08\mathrm{km/s}$	
orbita	CEO	$35786\mathrm{km}$	23 godz 56 min 4 s	$3.08 \mathrm{km/s}$	
geostacjonarna	GEO	nad równikiem	20 g0uz 50 mm 4 s	5,00 KIII/S	
orbita wysoko	HEO	$> 200 \mathrm{km}$	>	_	
ekscentryczna		nad powierzchnią <sup>*</sup>	$90\mathrm{min}$		

Tabela 2. Orbity sztucznych satelitów Ziemi [4]

LEO - Low Earth Orbit, MEO - Medium Earth Orbit,

GEO – Geostationary Earth Orbit, HEO – High Eccentricity Orbit

\*Mołnia 1 (ZSRR) – satelita telekomunikacyjny (1964-2004);

HEO: perygeum – 426 km, apogeum – 39771 km,  $T_{Orbita}$  – 714,58 min



Rys. 2. Trajektoria sztucznego satelity Ziemi [4]

Przyjmując parametry orbity ISS<sup>4</sup>, tj.  $\alpha = 69,87^{\circ}$ , otrzymano  $f_{Noc} = 0,3881$ ,  $f_{Dzieh} = 0,6118$ .

Czas obiegu sztucznego satelity wokół Ziemi jest określony jako

$$T_{Orbita} = 2\pi \sqrt{\frac{(R_Z + H)^3}{G(M_Z + M_{SSZ})}} = 2\pi \sqrt{\frac{R_Z}{g} \left(\frac{R_Z + H}{R_Z}\right)^3}$$
(2.3)

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup>Międzynarodowa Stacja Kosmiczna (ang. International Space Station – ISS) – pierwsza stacja kosmiczna wybudowana przy współudziale wielu krajów. Wysokość średnia orbity HISS =  $4,16 \cdot 10^5$  m, okres obiegu Ziemi  $T = 92 \min 52$  s (dane na dzień 31 maja 2014), http://en.wikipedia.org/wiki/International\_Space\_Station

gdzie: G – stała grawitacji,  $G = 6,673 \cdot 10^{-11} \,\mathrm{N \cdot m^2/kg^2}$ ; g – przyśpieszenie ziemskie,  $g = 9,0866 \,\mathrm{m/s^2}$ ;  $M_Z$  – masa Ziemi,  $M_Z = 5,98 \cdot 10^{24} \,\mathrm{kg}$ ;  $M_{SSZ}$  – masa sztucznego satelity Ziemi (dla ISS  $M_{ISS} = 4,1945 \cdot 10^5 \,\mathrm{kg}$ ).

Podstawiając do (2.3) parametry dla ISS otrzymujem<br/>y $T_{ISS}=5568\,{\rm s}$  (92 min 48 s). Czasy przelotu sztucznego satelity w strefie oświetlonej i w strefie cienia są określone jako

$$T_{Dzieh} = T_{Orbita} f_{Dzieh} \qquad T_{Noc} = T_{Orbita} f_{Noc} \qquad (2.4)$$

Dla obliczonej wartości  $T_{ISS}$  w oparciu o równanie (2.3) otrzymano:  $T_{ISS \ Dzieh} = 3407 \text{ s} (56 \min 47 \text{ s}), \ T_{ISS \ Noc} = 2161 \text{ s} (36 \min 01 \text{ s}).$ 



Rys. 3. Trajektoria sztucznego satelity Ziemi [14]; <br/>  $\beta$  – kąt inklinacji orbity sztucznego satelity

Czas trwania zaćmienia sztucznego satelity Ziemi zależy nie tylko od wysokości orbity H, ale także od wartości kąta inklinacji<sup>5</sup>. Płaszczyzna równika Ziemi jest nachylona do płaszczyzny orbity ziemskiej (ekliptyki) pod kątem ok. 23°66' i ulega powolnym zmianom. Pochylenie to powoduje nierównomierne oświetlenie Ziemi w ciągu roku, a co za tym idzie, zmianę czasu trwania

<sup>&</sup>lt;sup>5</sup>Inklinacja – kąt między płaszczyzną orbity i płaszczyzną równika Ziemi (dla sztucznego satelity Ziemi).

strefy oświetlenia i strefy cienia dla sztucznych satelitów znajdujących się na orbicie wokółziemskiej [3] (rys. 3).

Kąt "zaćmienia" sztucznego satelity jest określony jako

$$2\alpha = \arcsin\frac{\sqrt{(R_O/r)^2 - \sin^2\beta}}{\cos\beta} \qquad \text{dla} \qquad \beta < \left|\arcsin\frac{R_Z}{r}\right| \tag{2.5}$$

Dla kąta inklinacji  $\beta > |\arcsin(R_Z/r)|$  strefa "zaćmienia" sztucznego satelity nie występuje ( $T_{Noc} = 0$ ) [14].

## 3. Pokładowe źródła energii elektrycznej

Pokładowy system zasilania energią elektryczną sztucznego satelity powinien zapewnić [7]:

- ciągłość i niezawodność zasilania w czasie całego okresu trwania misji kosmicznej,
- stabilizację podstawowych parametrów generowanej energii elektrycznej,
- bezpieczeństwo podczas pracy i obsługi pokładowych źródeł przez personel "kosmiczny" i naziemny.



Rys. 4. Podstawowe parametry determinujące wybór systemu zasilania energią elektryczną sztucznego satelity 1]

Optymalna konfiguracja pokładowego systemu energetycznego jest determinowana przez (rys. 4 i 5):

- zapotrzebowanie energetyczne systemów pokładowych,
- wartość napięcia elektrycznego w instalacji pokładowej,
- czas trwania misji kosmicznej,

- trajektorię lotu statku kosmicznego (lot wokółziemski, satelita GEO, planety wewnętrzne, planety zewnętrzne Układu Słonecznego,...),
- rodzaj zastosowanego awaryjnego systemu zasilania energią elektryczną,
- ograniczenia objętościowe i masowe statku kosmicznego.



Rys. 5. Podział pokładowych źródeł energii elektrycznej w zależności od wymaganej mocy i czasu trwania misji kosmicznej [2]

Pokładowy system zasilania energią elektryczną jest zespołem wzajemnie współpracujących podsystemów, w skład którego wchodzą (rys. 6):

- zasadnicze źródła energii źródła energii wiązań chemicznych, słonecznej, naturalnego i wymuszonego rozpadu jąder atomowych,
- systemy konwersji energii przetwarzanie energii wiązań chemicznych, słonecznej, naturalnego i wymuszonego rozpadu jąder atomowych na energię elektryczną metodami statycznymi (ogniwa fotoelektryczne, termoelektryczne, technologia Thermionic,...) lub dynamicznymi (Cykl Rankine'a, Braytona, silnik Stirling,...),
- awaryjne źródła energii magazynowanie energii pod postacią energii termicznej, wiązań chemicznych, mechanicznej – generowanie energii elektrycznej w przypadku pełnej lub czasowej niesprawności zasadniczych źródeł energii (np. lot po orbicie wokółziemskiej w cieniu Ziemi),
- systemy sterowania i rozdziału energii elektrycznej sterowanie pracą źródeł i odbiorników energii elektrycznej, kontrola poprawności pracy,...

Wszystkie użytkowane dotychczas pokładowe źródła energii elektrycznej sztucznych satelitów generujące energię elektryczną metodami statycznymi są źródłami prądu stałego. Prąd przemienny uzyskuje się za pośrednictwem przetwornic statycznych. Metody dynamiczne (nie wykorzystywane dotychczas



Rys. 6. Pokładowy system zasilania energią elektryczną sztucznego satelity [4]

w przestrzeni kosmicznej) pozwalają uzyskać prąd stały, jak i prąd przemienny, w zależności od zastosowanego przetwornika energii mechanicznej na energię elektryczną (prądnica prądu przemiennego/stałego).

Energia elektryczna prądu stałego na pokładzie sztucznego satelity jest wytwarzana przez $^{6}$  [7]:

- ogniwa chemiczne (akumulatory, ogniwa paliwowe) Chemical Battery, FuelCells,
- ogniwa fotoelektryczne (słoneczne) Solar/Photovoltaic Power System,
- dynamiczne przetworniki energii słonecznej Solar Dynamic Power System (program zawieszony),
- <u>generatory radioizotopowe</u> *Radioisotope Thermoelectric Generator* (RTG),
- generatory jądrowe *Nuclear Reactor Power System* (program zawieszony),
- generatory magnetogazodynamiczne Magnetogasodynamic Power System (program zawieszony),
- technologia AMTEC Alkali Metal Thermal to Electric Converter (testy),
- technologia Stirling (testy),
- technologia Flywheel (testy),
- termofotoelektryczne źródła zasilania Termophotovoltaic (testy),
- wiązkowy (mikrofalowy, laserowy) system zasilania Beamed (Microvawe, Laser) Power System (testy);

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup>Podkreślone źródła energii elektrycznej są współcześnie wykorzystywane w technice kosmicznej. Ogniwa paliwowe wykorzystywane były na pokładach statków kosmicznych zakończonych już programów lotów kosmicznych Gemini, Apollo i Space Shuttle (wahadłowce).

• elektrodynamiczne źródła zasilania – *Electrodynamic Power System/Tether* (testy).

O ile ogniwa chemiczne: akumulatory i ogniwa paliwowe można zaliczyć do tzw. "ogniw krótkoterminowych" pozwalających na zasilanie energią elektryczną przez czas kilku do kilkunastu dni, o tyle ogniwa fotoelektryczne (słoneczne) "oświetlane" światłem słonecznym umożliwiają zasilanie energią elektryczną przez okres kilku do kilkunastu lat, zaś ogniwa radioizotopowe RTG przez okres nawet 40-50 lat<sup>7</sup> (tabela 3).

**Tabela 3.** Porównanie mocy uzyskiwanych z wybranych źródeł energii elektrycznej [7]

Parametr	Ogniwa słoneczne (fotoelektryczne)	Ogniwa radioizotopowe RTG	DPES	Ogniwa paliwowe
Moc [kW]	0,2-300	0,2-10	5-300	2-50
Gęstość mocy $[W/kg]$	25-200	5-20	9-15	50-275

DPES – Dynamiczne przetworniki energii słonecznej

Wszystkie dotychczasowe załogowe loty kosmiczne jako pokładowe źródła energii elektrycznej wykorzystywały ogniwa chemiczne: akumulatory (np. Wostok, Mercury, Woschod), ogniwa paliwowe (Gemini, Apollo, Space Shuttle) i ogniwa fotoelektryczne (Sojuz, Salut, Skylab, MIR, ISS). Pokładowe źródła energii elektrycznej wykorzystujące materiały rozszczepialne wykorzystywane były tylko w misjach bezzałogowych: generatory RTG (np. Pioneer, Voyager, Galileo, New Horizons) i reaktory jądrowe SNAP 10A, BOUK i TOPAZ (Snapshot i satelity serii Kosmos), a także w misjach załogowych (SNAP 27A – Apollo 12÷17 – zasilanie aparatury badawczej pozostawionej na powierzchni Księżyca).

W przypadku sztucznych satelitów/załogowych statków kosmicznych krążących na orbicie wokół ciała niebieskiego (np. Ziemia, Księżyc, Mars) wysokość orbity sztucznego satelity ma zasadnicze znaczenie dla wyboru pokładowych źródeł energii elektrycznej (typ i liczba akumulatorów/ogniw paliwowych/powierzchnia czynna ogniw fotoelektrycznych).

 $<sup>^7</sup>$ Voyager 2 – start 20.08.1977 r. , zasilanie: trzy radioizotopowe generatory termo-elektryczne MHW-RTG. Napięcie  $U=30\,\mathrm{V},\,P=475\,\mathrm{W}$ (1977),  $P=258\,\mathrm{W}$ (2014). Odległość od Ziemi $19\cdot10^{12}\,\mathrm{m}$ (17,6 godzin świetlnych), szacowany czas pracy wyposażenia pokładowego (zapewnienie łączności z Ziemią) to 2025 r. Pierwszy obiekt zbudowany przez człowieka, który opuścił Układ Słoneczny (wrzesień 2013 r.).

Niska wysokość orbity wiążąca się z krótkim czasem obiegu ciała niebieskiego (Ziemi) i częstymi w skali doby, cyklami pracy źródeł awaryjnych (np. cykle ładowania/rozładowania akumulatorów) prowadzą do ograniczenia okresu "pracy" źródeł awaryjnych, co przekłada się na skrócenie "czasu życia" sztucznego satelity na orbicie [7] (rys. 7).



Rys. 7. Zapotrzebowanie energetyczne stacji kosmicznych (m.in. MIR, ISS) w funkcji masy [14]

Niska wysokość orbity wokółziemskiej umożliwia jednakże realizację tzw. "misji serwisowych" mających m.in. na celu naprawę/wymianę niesprawnych pokładowych źródeł energii elektrycznej, np. kilkukrotna wymiana paneli ogniw fotoelektrycznych i akumulatorów – teleskop Hubble'a, stacja ISS. Ogniwa paliwowe nie były dotychczas stosowane w przestrzeni kosmicznej jako awaryjne źródła energii elektrycznej, lecz jako źródła zasadnicze o ograniczonym czasie pracy (Gemini, Apollo, Space Shuttle) (tabela 4).

Przeznaczenie	Typ orbity	Moc elektryczna pokładowych źródeł energii elektrycznej [W]
Satelita naukowy (badania astronomiczne)	LEO, HEO	200-1500
Satelita naukowy (badania Ziemi)	LEO, GEO	500-5000
Satelita telekomunikacyjny	LEO, GEO	500-5000
Satelita nawigacyjny	MEO	200-1500
Załogowe sztuczne satelity	LEO	1000-10000
Załogowe stacje orbitalne	LEO	10000-100000

Tabela 4. Zapotrzebowanie energetyczne sztucznych satelitów Ziemi [5], [13]

Na pokładach statków kosmicznych stosowany jest prąd stały DC 28 V i 124 V (ISS – 124 V część amerykańska, 28 V część rosyjska) oraz prąd przemienny AC: 115 V i 36 V/400 Hz.

# 4. System energetyczny Międzynarodowej Stacji Kosmicznej – ISS

Pokładowy system zasilania energią elektryczną stacji ISS przeznaczony jest do zapewnienia ciągłości zasilania energią elektryczną wyposażenia pokładowego we wszystkich fazach lotu (strefa oświetlona/zaćmienia). System energetyczny stacji składa się z:

- zasadniczych źródeł energii elektrycznej panele ogniw fotoelektrycznych (o.f.),
- systemów magazynowania energii zasilanie wyposażenia pokładowego w czasie przelotu w strefie zaćmienia baterie akumulatorów,
- systemów zarządzania wytwarzaniem i rozdziałem energii elektrycznej Power Management System/Power Distribution System'

System energetyczny stacji ISS jest systemem 8-kanałowym; niezależne kanały zasilają wybrane grupy odbiorników z możliwością ich wzajemnej rekonfiguracji w przypadku niesprawności poszczególnych kanałów (tylko dla napięć 137-173 V DC).

Panele o.f., najbardziej wizualna część ISS, tworzy w części amerykańskiej 262400 krzemowych o.f. (8 cm×8 cm,  $\eta = 14.2\%$ ) zgrupowanych w 8 niezależnych ruchomych modułach-skrzydłach (SAW – *Solar Array Wing*). Każde skrzydło (34,2 m×11,9 m, 32800 o.f.) składa się z dwóch paneli ogniw fotoelektrycznych (16,400 o.f., 34,2 m×4,63 m) mocowanych do wspólnego wspornika [3], [14] (rys. 8).

Każdy moduł SAW generuje maksymalnie ok. 31 kW (BOL – Beginning of Life) i zmniejsza się do ok. 26 kW po 15 latach pracy na orbicie (EOL – End of Life). Pomimo że panele o.f. generują teoretycznie ok. 246 kW mocy elektrycznej (pojedyncze ogniwo fotoelektryczne generuje ok. 0,94 W), to ze względu na wzajemne ustawienie powierzchni ogniw fotoelektrycznych w stosunku do padających promieni słonecznych 8 modułów generuje łącznie nie mniej niż 83,6 kW energii elektrycznej [2], [12].

Napięcie wyjściowe paneli ogniw fotoelektrycznych zawiera się w przedziale 137-173 V DC<sup>8</sup> w zależności od ustawienia paneli na orbicie (tzw. *Primary Power Subsystem*), napięcie to jest stabilizowane na poziomie 124 V DC

<sup>&</sup>lt;sup>8</sup>Maksymalna moc elektryczna generowana jest, gdy powierzchnia o.f. jest ustawiona prostopadle do kierunku padającego promieniowania słonecznego. Panele o.f.



Rys. 8. Porównanie wymiarów geometrycznych załogowych stacji kosmicznych [2]

(+2 V/-1 V) przez 8 niezależnych konwerterów DDCU (Direct Current-to-Direct Current Converter Units), tzw. Secondary Power Subsystem.

Część rosyjska ISS także posiada moduły ogniw fotoelektrycznych (moduł Zarya (Zaria) –  $S = 56 \text{ m}^2$ ,  $P_E = 6 \text{ kW}^9$ , moduł Zvezda (Gwiazda) –  $S = 152 \text{ m}^2$ ,  $P_E = 27,6 \text{ kW}$ ), które łącznie z częścią amerykańską generują łącznie ok. 110 kW mocy elektrycznej. Zapotrzebowanie energetyczne przez systemy pokładowe ISS (moc ciągła) określa się na poziomie ok. 46 kW (46 kW – moc maksymalna, 30 kW – średnia moc roczna, 26 kW – moc minimalna), tj. ok. 40%, pozostałe 60% mocy przeznaczone jest do cyklicznego doładowywania akumulatorów pokładowych ISS [3]. Część amerykańska ISS zasilana jest napięciem 124 V DC (*American Power System*), zaś część rosyjska 28 V DC (*Russian Power System*). Pomiędzy tymi dwoma systemami istnieje dwukie-

<sup>9</sup>Współcześnie panele o.f. modułu Zarya nie są wykorzystywane, zasilanie modułu jest pobierane z części amerykańskiej ISS.

stacji ISS ustawione są pod kątem ok. 30° do padającego promieniowania słonecznego, co podyktowane jest koniecznością zmniejszenia "powierzchni czołowej" ISS. Stacja ISS krąży wokół Ziemi na wysokości ok. 400 km, gdzie gęstość atmosfery jest znikoma, jednakże powierzchnia paneli o.f. stawia tak duży "opór", że prowadzi do zmniejszenia prędkości orbitalnej i wysokości orbity ISS. Ustawienie paneli o.f. pod mniejszym kątem (tzw. *Night Glidermode*) prowadzi do spadku mocy elektrycznej generowanej przez panele, jednakże znacznie zmniejsza prędkość "utraty" wysokości orbity stacji (tylko ok. 80  $\div$  100 m. dziennie).

runkowa konwersja napięcia (American to Russian Converter Units – ARCUs, Russian to American Converter Units – RACUs), zapewniająca możliwość zasilania wyposażenia pokładowego całej stacji napięciem 124 V DC lub 28 V DC. System energetyczny ISS jest także wyposażony w system konwersji napięcia 120 V DC $\rightarrow$ 28 V DC (SSPTS – Station-to-Shuttle Power Transfer System) umożliwiający zasilanie wyposażenia pokładowego "przycumowanego do ISS" wahadłowca Space Shuttle<sup>10</sup> z systemu energetycznego ISS (do 8 kW) (rys. 9).

Baterie akumulatorów stanowią część systemu gromadzenia energii zapewniającego zasilanie wybranych systemów pokładowych ISS w czasie "niesprawności" źródeł zasadniczych – ogniw fotoelektrycznych (np. przelot w strefie cienia Ziemi, wymiana części o.f.) [14]. Baterię ogniw akumulatorowych tworzą 24 niezależne, połączone równolegle akumulatory NiH<sub>2</sub>. Każdy akumulator NiH<sub>2</sub> tworzy 76 połączonych szeregowo ogniw zgrupowanych w dwa pakiety po 38 sztuk (ORU – Orbital Replacement Unit) [14]:

•	SEM pojedynczego ogniwa $NiH_2$	$1,\!25\!\div\!1,\!55\mathrm{VDC}$
•	pojemność elektryczna pojedynczego ogniwa	$\geqslant 81\mathrm{Ah}$
•	SEM akumulatora (76 ogniw)	$95\div117\mathrm{VDC}$
•	ilość energii "dostępnej" z akumulatora (76 ogniw)	$\geq 4 \mathrm{kWh}$
•	prąd (ciągły) rozładowania akumulatora (76 ogniw)	$\leq 50 \mathrm{A}$
•	ilość energii "dostępnej" z baterii o.a. (24akumulatory)	$\geq 48 \mathrm{kWh}$
•	głębokość rozładowania akumulatorów	$\leqslant 35\%$
•	liczba cykli ładowania/rozładowania/doba	$\sim 16$
•	czas pracy na pokładzie ISS	$\leqslant 6{,}5$ roku

## 5. Dynamiczny przetwornik energii słonecznej

Ogniwa fotoelektryczne wykorzystywane współcześnie na pokładach statków kosmicznych cechują się niską sprawnością przetwarzania energii, niskim współczynnikiem mocy generowanej energii przypadającej na jednostkę powierzchni czynnej, a także krótkim czasem eksploatacji w warunkach przestrzeni kosmicznej. Powierzchnia paneli ogniw fotoelektrycznych stacji ISS

<sup>&</sup>lt;sup>10</sup>Obecnie system nie jest wykorzystany. Program kosmiczny Space Shuttle został zakończony w 2011 r. Zasadniczym i jednocześnie jedynym źródłem zasilania energią elektryczną wahadłowca były trzy moduły wodorowo-tlenowych ogniw paliwowych (28 V DC, 9 kW). Pokładowe zbiorniki wodoru i tlenu zapewniały ciągłą pracę ogniw paliwowych do 192 godzin (8 dni). Zasilanie wyposażenia pokładowego wahadłowca "przycumowanego" do ISS przez jego system energetyczny pozwalało "wyłączyć" ogniwa paliwowe przez czas cumowania, wydłużając czas trwania misji kosmicznej wahadłowca do 12 dni (wahadłowce Discovery i Endeavour zostały wyposażone w SSPTS).



Rys. 9. Schemat funkcjonalny systemu elektrycznego stacji ISS [14], [15]

przekracza 3000 m<sup>2</sup>, co przy powierzchni czynnej ok. 2400 m<sup>2</sup> i generowanej mocy elektrycznej ok. 83 kW, określa wartość współczynnika mocy na bardzo niskim poziomie ok. 35 W/m<sup>2</sup> (dla przykładu  $I_Z = 1367 \text{ W/m}^2$ ) przy rzeczywistej sprawności  $\eta \leq 3\%$ . Duże rozmiary ogniw fotoelektrycznych stwarzają znaczne problemy transportowe na orbitę wokółziemską, a także manewrowe samych paneli o.f., również całej stacji ISS na orbicie wokółziemskiej. Wzrost sprawności przetwarzania energii promieniowania słonecznego na energię elektryczną jest możliwy poprzez zastosowanie nowych generacji wysokosprawnych ogniw fotoelektrycznych (np. o.f. wielozłączowe,  $\eta > 40\%$ ) lub zmianę metody "pozyskiwania" energii elektrycznej w przestrzeni kosmicznej. Kilkukrotny

wzrost sprawności przetwarzania energii promieniowania słonecznego na energię elektryczną jest możliwy poprzez zastosowanie pośredniej metody konwersji energii w oparciu o obiegi termodynamiczne (np. zamknięty obieg Braytona, Rankine'a), tzw. dynamiczne przetworniki energii słonecznej – DPES (*Solar Dynamic Power System*), rys. 10, tabela 5.



Rys. 10. Zamknięte obiegi Braytona i Rankine'a [9]; C – sprężarka, T – turbina, HE – rekuperator (wymiennik ciepła), N – generator, HS – źródło ciepła, R – radiator, P – pompa

**Tabela 5.** Metody konwersji energii stosowane na pokładach sztucznych satelitów [9], [14]

М	etoda konwersji energii	Konwerter
Konworsia	e. chemiczna-e. elektryczna	akumulatory, ogniwa paliwowe
horno	e. promieniowania słonecznego-	ogniwa fotoelektryczne
środnia	-e. elektryczna	
sieuma	e. kinetyczna-e. elektryczna	Flywheel, Electrodynamic Tether
	e. jądrowa-e. cieplna-	generator radioizotopowy RTG
	-e. elektryczna	
	e. jądrowa-e. cieplna-	reaktor jądrowy/generator
Konwersja	-e. mechaniczna-e. elektryczna	radioizotopowy-turbina-
pośrednia		-generator
	e. promieniowania słonecznego-	dynamiczny przetwornik energii
	-e. cieplna-e. mechaniczna-	słonecznej-turbina-generator
	-e. elektryczna	

Energia promieniowania słonecznego jest koncentrowana przez reflektor--koncentrator w plamkę o średnicy np. 10-20 mm, zogniskowaną na powierzchni odbiornika ciepła, przez który przepływa czynnik roboczy (np. mieszanina He-Xe), wstępnie "sprężony i podgrzany" przez sprężarkę i rekuperator (wymiennik ciepła). Energia cieplna pozyskana z energii promieniowania słonecznego doprowadzana do czynnika roboczego, powoduje wzrost jego energii wewnętrznej (temperatury) do wartości maksymalnej dla danego obiegu termodynamicznego (część wysokociśnieniowa). Czynnik roboczy przepływa przez turbinę (jednostka konwertująca energię: turbina-generator-sprężarka), gdzie ulega rozprężeniu, zamieniając część energii wewnętrznej na energię mechaniczną [16], [20] (rys. 11).



Rys. 11. DPES w oparciu o zamknięty obieg Braytona [18]

Odbiornikiem energii mechanicznej generowanej przez turbinę jest sprężarka i generator elektryczny. Po wyjściu z turbiny, czynnik roboczy przepływa do rekuperatora (część niskociśnieniowa), gdzie oddaje dużą część pozostałej energii cieplnej do czynnika roboczego (po wstępnym sprężeniu przez sprężarkę), powodując wzrost jego energii wewnętrznej.

Z rekuperatora czynnik roboczy jest doprowadzany do radiatora (układ odprowadzania ciepła), gdzie możliwie duża ilość energii zostaje wypromieniowana w przestrzeń kosmiczną, w celu uzyskania jak najniższej temperatury czynnika roboczego. Schłodzony czynnik roboczy doprowadzany jest na wejście sprężarki, cykl pracy powtarza się (rys. 12).

Jako czynnik roboczy wykorzystywane są gazy szlachetne/obojętne: argon (Ar), azot (N<sub>2</sub>), argon-ksenon (Xe-Ar), hel (He), hel-ksenon (He-Xe), wodór (H<sub>2</sub>) (tabela 6).

Bilans mocy dla układu energetycznego wykorzystującego energię promieniowania słonecznego (PV, DPES) dla strefy zaćmienia (przelot w strefie cienia Ziemi) jest określony jako (rys. 13) [14]

$$PT_{Noc} = S_1 I_Z \eta_{SE} \eta_{lad/rozl} (T_{Orbita} - T_{Noc})$$
(5.1)

gdzie: P – moc wymagana (wyposażenie pokładowe ISS),  $S_1$  – powierzchnia czynna koncentratora/paneli o.f., strefa zaćmienia,  $\eta_{SE}$  – współczynnik



Rys. 12. Wykres T-s dla zamkniętego obiegu Braytona w DPES [19]

**Tabela 6.** Parametry fizykochemiczne wybranych gazów/mieszanin – czynnik roboczy DPES [17] (R – obieg Rankine'a, B – obieg Braytona)

Czynnik roboczy		Ar	He	Xe	Ar-Xe	He-Xe	$N_2$	$H_2$
Konden-	T [K]	84,5	—	—	—	—	64,2	—
sacja	$p  [\rm kG/cm^2]$	0,75	—	_	—	_	$0,\!15$	—
Punkt	T [K]	83,8	2,17	161,3	_	_	$63,\!15$	$13,\!95$
potrójny	$p  [\rm kG/cm^2]$	0,69	0,05	0,82	—	_	0,13	0,07
Punkt	T [K]	150,7	5,20	289,7	—	—	126,2	$33,\!19$
krytyczny	$p \; [\rm kG/cm^2]$	48,6	2,27	58,4	—	_	34,0	13,2
Masa atom./cząstecz.		39,95	4,0	$131,\!29$	61,26	7,76	28,01	2,02
Obieg		R	В	В	В	В	R	В

sprawności przetwarzania energii: promieniowanie słoneczne-energia elektryczna,  $\eta_{lad/rozl}$ – współczynnik sprawności układu magazynowania energii (np. akumulatorów – ładowanie/rozładowanie).

Bilans mocy dla układu energetycznego wykorzystującego energię promieniowania słonecznego (PV, DPES) dla strefy oświetlonej jest określony jako

$$P = S_2 I_Z \eta_{SE} \tag{5.2}$$

gdzie:  $S_2$  – powierzchnia czynna koncentratora/paneli o.f., strefa oświetlona.



Rys. 13. "Orbitalny" bilans mocy dla układu ogniw fotoelektrycznych (PV) i dynamicznego przetwornika energii słonecznej (DPES-SD) [14]

Powierzchnia sumaryczna koncentratora/paneli o.f. dla pełnego obiegu orbitalnego ISS [14]

$$S = S_1 + S_2 = \frac{P}{I_Z \eta_{SE} \eta_{lad/rozl}} \frac{T_{Noc}}{T_{Orbita} - T_{Noc}} + \frac{P}{I_Z \eta_{SE}} =$$

$$= \frac{P}{I_Z} \frac{1}{\eta_{SE}} \left(1 + \frac{1}{\eta_{lad/rozl}} \frac{T_{Noc}}{T_{Orbita} - T_{Noc}}\right) \frac{BOL}{EOL} \qquad \frac{BOL}{EOL} = 1,25$$
(5.3)

gdzie: BOL/EOL – spadek sprawności układu przetwarzania energii, czyli degradacja o.f./powierzchni koncentratora na orbicie, szacowana na ok. 20% w czasie 5 lat eksploatacji.

Sprawność przetwarzania energii promieniowania słonecznego na energię elektryczną PV wyraża się wzorem

$$\eta_{SE:PV} = \eta_{SC} \eta_{MPPT} \tag{5.4}$$

Sprawność przetwarzania energii promieniowania słonecznego na energię elektryczną DPES to

$$\eta_{SE:SD} = \eta_{Konc.} \eta_{Odb.ciep} \eta_{Brayton} \eta_D \tag{5.5}$$

gdzie:  $\eta_{MPPT}$  – sprawność regulatora mocy maksymalnej MPPT (*Maximum Power Point Tracker*), dla ISS odpowiednik funkcjonalny SSU (*Sequential Shunt Unit*);  $\eta_{Konc}$  – sprawność koncentratora, współczynnik odbicia wiązki światła;  $\eta_{Odb.ciep}$  – sprawność odbiornika ciepła;  $\eta_{Brayton}$  – sprawność obiegu Braytona;  $\eta_D$  – sprawność generatora AC.

Charakterystyka prądowa (napięciowa) "oświetlonego" ogniwa fotoelektrycznego cechuje się znaczną nieliniowością. Analizując poszczególne punkty pracy o.f., można wyróżnić jeden punkt pracy, dla którego o.f. oddaje do odbiorników maksymalną moc –  $P_{MPP}$  (Maximum Power Point<sup>11</sup> – punkt mocy maksymalnej) (rys. 14).



Rys. 14. Charakterystyka prądowa (napięciowa) ogniwa fotoelektrycznego [6]

Regulator mocy maksymalnej MPPT ma za zadanie utrzymanie maksymalnej wartości  $P_{MPP}$  podczas pracy o.f. (wraz ze zmianą prądu obciążenia zmianie powinna podlegać także wartość napięcia wyjściowego). Na pokładzie ISS odpowiednikiem funkcjonalnym MPPT jest układ SSU (Sequential Shunt Unit).

Moc maksymalna  $P_{MPP}$  to wartość mocy, którą można uzyskać z ogniwa fotoelektrycznego w warunkach dopasowania wartości rezystancji obciążenia  $R_{OBC}$ 

$$P_{MPP} = I_{MPP} V_{MPP} \tag{5.6}$$

przy czym moc maksymalna  $P_{MPP}$ jest zawsze mniejsza od mocy idealnej $P_{ideal}$ 

$$P_{ideal} = \frac{I_{S/C}}{V_{O/C}} \tag{5.7}$$

<sup>&</sup>lt;sup>11</sup>MPP – moc równoważna powierzchni prostokąta, którego wierzchołki opisane są punktami  $(0,0), (0, I_{MPP}), (I_{MPP}, V_{MPP}), (V_{MPP}, 0)$  jest maksymalna.

gdyż praktycznie nie można osiągnąć charakterystyki prostokątnej ogniwa fotoelektrycznego.

Podstawiając do równania (5.3) wartości liczbowe parametrów dotyczących stacji ISS otrzymujemy  $P = 110\,000$  kW,  $I_Z = 1367$  W/m<sup>2</sup> (1.6),  $T_{Orbita} = T_{ISS} = 5568$  s (2.3),  $T_{Dzieh} = 3407$  s,  $T_{Noc} = 2161$  s (2.4),  $\eta_{ME} = 0.75$  (NiH<sub>2</sub>),  $\eta_{SE:PV} = 0.15$  (Si) otrzymano szacowaną (minimalną) wartość powierzchni ogniw fotoelektrycznych  $S_{PV} = 1188.16$  m<sup>2</sup> (tabela 7).

**Tabela 7.** Współczynniki sprawności dla elementów składowych systemów PV i DPES [14]

		PV	DPES			
Współcz. sprawn.	Wartość	Opis	Współcz. sprawn.	Wartość	Opis	
maa	$\leq 15\%$	o.f. monokrystaliczne krzemowe – Si	$\eta_{Brayton}$	$\leq 40\%$	cykl Braytona	
$\eta_{SC}$	$\leq 30\%$	o.f. wielowarstwowe – GaP/InGaAs/Ge*	$\eta_{Konc}$	≤ 90%	koncentrator	
$\eta_{MPPT}$	$\leqslant 95\%$	regulator MPPT	$\eta_{Odb.ciepla}$	≤ 90%	odbiornik ciepła	
	75 - 80%	akumulator $NiH_2$	$\eta_D$	$\leqslant 94\%$	generator	
$\eta_{ME}$	70-80%	akumulator NiCd			układ	
	55-60%	regenerowalne ogniwo paliwowe – RFC	$\eta_{ME}$	$\leq 95\%$	gromadzenia energii	

\* Produkcja servjna

Dokonując podobnych obliczeń dla równoważnego co do mocy wyjściowej systemu energetycznego DPES opartego o obieg Braytona, podstawiając do równań (5.3) i (5.1) wartości liczbowe parametrów dotyczących stacji ISS otrzymujemy  $P = 110\,000$  kW,  $I_Z = 1367 \text{ W/m}^2$  (1.6),  $T_{Orbita} = T_{ISS} =$  $5568 \text{ s} (2.3), T_{Dzieh} = 3407 \text{ s}, T_{Noc} = 2161 \text{ s} (2.4), \eta_{ME} = 0.95, \eta_{Brayton} = 0.4,$  $\eta_{Konc.} = 0.9, \eta_{Odb.ciepla} = 0.9, \eta_D = 0.94$  (Si) otrzymano szacowaną sprawność przetwarzania energii  $\eta_{SE:SD} = 0.305$  oraz szacowaną (minimalną) wartość powierzchni koncentratora  $S_{SD} = 527.97 \text{ m}^2$ . Porównując  $S_{PV}$  i  $S_{SD}$ otrzymano  $S_{PV}/S_{SD} = 2.25$ .

Powierzchnia czynna koncentratora słonecznego (DPES) jest 2,25 razy mniejsza niż równoważna co do elektrycznej mocy wyjściowej powierzchnia paneli ogniw fotoelektrycznych. Średnica koncentratora o powierzchni czynnej  $S_{SD} = 527,97 \text{ m}^2$  jest równa ok. 26 m, wymiar liniowy panelu ogniw fotoelektrycznych w kształcie kwadratu o boku równym ok. 35 m (rys. 15).



Rys. 15. Porównanie "rozmiarów" dwóch rodzajów źródeł energii dla stacji kosmicznej o elektrycznej mocy wyjściowej 75 kW i 300 kW [2]

Jednostka konwertująca energię wewnętrzną czynnika roboczego na energię elektryczną (*Power Conversion Unit*) składa się z maszyny wirnikowej (sprężarka/turbina) i generatora umieszczonego wspólnym wale, co przekłada się na prędkości obrotowe generatora na poziomie 20 000-30 000 obr./min (rys. 16). Jako generator energii elektrycznej optymalnym rozwiązaniem wydaje się zastosowanie bezstykowej maszyny prądu przemiennego ze wzbudzeniem od magnesów trwałych PMG (*Permanent Magnet Generator*) z wbudowanym zespołem prostowników i stabilizacji napięcia wyjściowego [16].



Rys. 16. Jednostka konwertująca energię wewnętrzną czynnika roboczego na energię elektryczną [20]

Koncentrator wizualnie dominujący podzespół DSPS składa się z układu parabolicznego reflektora, powierzchni odbijającej oraz konstrukcji mocującej poszczególne elementy koncentratora. Koncentrator "ogniskuje" energię promieniowania słonecznego na powierzchni odbiornika, dlatego też celem zachowania "stopnia zogniskowania" układu optycznego: koncentrator-odbiornik ciepła, układ ten stanowi jeden element konstrukcyjny (rys. 17). Ograniczona pojemność współczesnych rakiet nośnych wymusza konieczność budowy koncentratora, nie jako jednego zwierciadła o średnicy 20-30 m, lecz jako struktury "składanej" z kilkudziesięciu pojedynczych (np. sześciokątnych) luster o średnicy 2-2,5 m.



Rys. 17. Koncentrator energii promieniowania słonecznego [16]

Odbiornik ma za zadanie transformację energii promieniowania słonecznego zogniskowanej przez zespół koncentratora w energię wewnętrzną czynnika roboczego "przepływającego" przez układ odbiornika. Zespół odbiornika zbudowany jest z cylindrycznej obudowy pokrytej wewnątrz przewodami osiowymi, przez które przepływa czynnik roboczy. Każdy przewód osiowy, przez który przetłaczany jest czynnik roboczy otoczony jest "materiałem magazynującym energię cieplną"<sup>12</sup>. Energia promieniowania słonecznego skupiona przez koncentrator doprowadzana jest do wnętrza odbiornika przez otwór w jednym końcu cylindrycznej obudowy. Otwór ten jest zwymiarowany do średnicy "wiązki

 $<sup>^{12}</sup>$ Materiał zmiennofazowy PCM (*Phase-Change Material*), inaczej związek zmiennofazowy lub materiał przemiany fazowej, jest substancją, która jest w stanie absorbować, akumulować i uwalniać dużą ilość energii w zakresie temperatury przemiany fazowej (np. ciało stałe-ciecz). W trakcie pochłaniania energii temperatura PCM praktycznie nie ulega zmianie. Jako materiał PCM wykorzystywane mogą być materiał y eutektyczne, np. 80LiOH+20LiF, LiF+CaF2, 11,5NaF+42KF+46,5LiF, 49KF+51 LiF.

światła" w celu optymalnego "pobierania" energii skupionej przez koncentrator, jednocześnie ograniczając straty energii (odbicie, konwekcja). Energia promienista Słońca skupiona przez koncentrator, "podgrzewa" czynnik roboczy, jednocześnie przekazując część energii cieplnej materiałom zmiennofazowym, powodując zmianę ich fazy (ciało stałe-ciecz), umożliwiając "zmagazynowanie" energii cieplnej. Energia ta jest "oddawana" czynnikowi roboczemu podczas przelotu w strefie zaćmienia, umożliwiając ciągłą pracę DSPS na orbicie [9], [16] (rys. 18).



Rys. 18. Odbiornik energii cieplnej z "materiałem zmiennofazowym" magazynującym energię cieplną [9]

Odbiornik ciepła podczas przelotu ze strefy nasłonecznionej do strefy zaćmienia "doświadcza" cyklicznych naprężeń termicznych (+800  $\div$  1000°C do -150°C), prowadząc do przyśpieszonego zmęczenia cieplnego konstrukcji odbiornika. Zastosowanie materiałów zmiennofazowych pozwala na zmniejszenie zakresu zmian temperatury odbiornika, ograniczając wielkość naprężeń termicznych i jednocześnie wydłużając czas bezawaryjnej eksploatacji DSPS. Dodatkowo zastosowanie materiałów zmiennofazowych pozwala na eliminację źródeł awaryjnych w postaci np. akumulatorów zmniejszając masę wyposażenia pokładowego, zwiększając jednocześnie "ładowność" stacji.

#### 6. Obliczenia wstępne zamkniętego obiegu Braytona DPES

Obliczenia wstępne parametrów zamkniętego obiegu Braytona w systemie dynamicznego przetwornika energii słonecznej (DPES) zostały dokonane dla czynnika roboczego – helu (tabela 8) i parametrów wejściowych (tabela 9).

Molowe ciepło właściwe	$M_{cp}$	20,7	$kJ/(kg\cdot kmol)$
Masa molowa	M	4,002	kg/kmol
Ciepło właściwe	$c_p$	5,172	$kJ/(kg\cdot K)$
Uniwersalna stała gazowa	MR	8315	$kJ/(kmol \cdot K)$
Indywidualna stała gazowa	R	2,078	$kJ/(kg\cdot K)$
Wykładnik adibaty odwracalnej	k	$1,\!667$	_

Tabela 8. Parametry termodynamiczne czynnika roboczego – helu

Tabela 9.	Parametry	wejściowe	/wyjściowe	zamknietego	obiegu	Braytona
	•			··· ()·		• • • • • • •

Ciśnienie na wlocie do sprężarki	$p_1$	0,289	MPa
Ciśnienie na wylocie ze sprężarki	$p_2$	0,51	MPa
Spręż sprężarki	p	1,765	_
Strumień masy	m	0,329	kg/s
Moc sprężarki	$P_S$	169,22	kW
Moc absorbera	$P_A$	344,12	kW
Moc turbiny	$P_T$	289,29	kW
Moc generatora	$P_G$	120,07	kW
Sprawność wewnętrzna układu	$\eta$	0,3489	—

Do wyznaczenia parametrów termodynamicznych czynnika roboczego został zbudowany model matematyczny wykorzystujący równanie Soave-Redlicha-Kwonga

$$p = \frac{RT}{v-b} - \frac{a(T)}{v(v+b)}$$
(6.1)

gdzie skorelowane współczynniki równania są określone jako

$$a(T) = \alpha(T)a_c \qquad a_c = 0.42748 \frac{R^2 T_k^2}{p_k}$$
  

$$\alpha(T) = \left[1 + m\left(1 - \sqrt{T_r}\right)\right]^2 \qquad m = 0.48 + 1.574\omega - 0.177\omega^2 \quad (6.2)$$
  

$$\omega = -\ln[p_r(T_r = 0.70)] - 1.0 \qquad b = 0.08664 \frac{RT_k}{p_k}$$

gdzie  $\omega$  – czynnik acentryczny Pitzera.

Parametry zredukowane i pseudokrytyczne określone są następująco

$$T_r = \frac{T}{T_{psk}} \qquad p_r = \frac{p}{p_{psk}}$$

$$T_{psk} = \sum_{i=1}^n z_i T_{k,i} \qquad p_{psk} = \sum_{i=1}^n z_i p_{k,i} \qquad (6.3)$$

Ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu to

$$c_p = c_{p0} - \int_0^p \left( T \frac{\partial^2 v}{\partial T^2} \right)_p dp \tag{6.4}$$

zaś entalpia gazu

$$h = \int_{T_1}^{T_2} \sum_{i=1}^{n} g_i c_{pi}(T) \, dT \tag{6.5}$$

gdzie:  $c_{pi}$ – ciepło właściwe poszczególnych składników czynnika roboczego, n– liczba składników czynnika roboczego.

W oparciu o powyższe równania, przy założonych parametrach wejściowych, wyniki obliczeń zostały przedstawione w tabeli 10 i na wykresie T-s (rys. 19).

Tabela 10. Obliczone parametry zamkniętego obiegu Braytona

		Temperatura	Temperatura	Ciśnienie	Entalpia	Objętość właściwa
		$t \ [^{\circ}C]$	T [K]	p [MPa]	h  [kJ/kg]	$v  [\mathrm{m}^3/\mathrm{kg}]$
Wlot do sprężarki	1	46,67	319,67	0,2890	1653,5	2,2982
Wylot ze sprężarki	2	146,11	419,11	0,5100	2167,8	1,7074
Wylot z rekuperatora	3	$526,\!67$	799,67	$0,\!4896$	4136,2	3,3936
Wlot do turbiny	4	728,89	1001,89	$0,\!4896$	5182,2	4,2517
Wylot z turbiny	5	$558,\!89$	831,89	0,2977	4302,9	$5,\!8065$
Wylot z rekuperatora	6	$178,\!33$	451,33	0,2948	2334,5	3,1811



Rys. 19. WykresT-sdla zamkniętego obiegu Braytona w oparciu o parametry zawarte w tabeli 10

Zaprezentowany model matematyczny układu turbogazowego umożliwia analizowanie pracy układów w różnej konfiguracji, również z dowolnym czynnikiem roboczym, w tym z mieszaniną różnych gazów. Powyższe wstępne obliczenia zostały przeprowadzone i przedstawione dla helu jako czynnika roboczego, w dalszej części prac badawczych będzie dokonywana analiza zastosowania innych gazów jako czynników roboczych dla DPES.

#### 7. Wnioski końcowe

W artykule został przedstawiony projekt koncepcyjny wykorzystania energii promieniowania słonecznego do zasilania energią elektryczną wyposażenia pokładowego Międzynarodowej Stacji Kosmicznej. Ogniwa fotoelektryczne wykorzystywane są w technice kosmicznej od ponad 50 lat, jednakże niska sprawność, krótki czas eksploatacji, wysoka podatność na uszkodzenia i duże rozmiary geometryczne ograniczają możliwości ich wykorzystania do mocy generowanych nieprzekraczających 200 kW.

Duże nadzieje konstruktorów sa pokładane w dynamicznych przetwornikach energii słonecznej DPES reprezentujących nową generację zaawansowanych źródeł energii elektrycznej dla statków kosmicznych. Zastosowanie DPES pracującego w zamkniętym obiegu Braytona umożliwi co najmniej dwukrotny wzrost generowanej mocy elektrycznej przy porównywalnych wymiarach geometrycznych koncentratora (DPES) i paneli ogniw fotoelektrycznych, wzrost czasu eksploatacji w przestrzeni kosmicznej do 15-20 lat (5-7 lat w przypadku ogniw fotoelektrycznych), a także ograniczy wymiary liniowe statku kosmicznego wyposażonego w DPES. Zastosowanie DPES pomimo szeregu problemów technologicznych (m.in. współczynnik odbicia koncentratora energii świetlnej, kolimacja układu optycznego w warunkach przestrzeni kosmicznej, trwałość szybkoobrotowych jednostek konwertujących energie czy też wybór optymalnego dla zastosowań w warunkach mikrograwitacji medium roboczego) pozwoli na budowe w warunkach przestrzeni kosmicznej wieloosobowych stacji kosmicznych o zapotrzebowaniu energetycznym siegającym jednostek lub dziesiątek MW.

### Bibliografia

- 1. AGRAWAL V., 2011, Satellite Technology Principles and Applications, Wiley
- BLOCKLEY R., SHYY W., 2010, Encyclopedia of Aerospace Engineering, Volume set 9, Wiley

- 3. CATCHPOLE J.E., 2008, International Space Station Building for the Future, Springer
- 4. CHRZCZONOWSKI A., JAROSZEWICZ A., 2012, Wykorzystanie energii słonecznej w technice kosmicznej, [W:] Aktualne kierunki rozwoju energetyki, Monografia, PWr
- 5. FORTESCUE P. I INNI, 2011, Spacecraft Systems Engineering, 4th edit, Wiley
- 6. FRAAS L., PARTAIN L., 2010, Solar Cells and Their Application, Wiley
- JAROSZEWICZ A., 2004, Źródła energii elektrycznej na pokładach statków kosmicznych, SYSTEMS 2004, Wrocław
- 8. JASTRZĘBSKA G., 2013, Ogniwa słoneczne: budowa, technologia i zastosowanie, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa
- 9. JUHASZ A.J., 1993, *Heat Transfer Analysis of a Closed Brayton Cycle Space Radiator*, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio
- 10. LARSON J., WERTZ J.R., 1999, Space Mission Analysis and Design, Wiley
- 11. LUQUE A., HEGEDUS S., 2003, Handbook of Photovoltaic Science and Engineering, Wiley
- 12. LEY W., 2008, Handbook of Space Technology, Wiley
- 13. Łyżwiński M., 1966, *Nowe napędy rakietowe*, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa
- 14. MESSERSCHMID E., BERTRAND R., 1999, Space Stations Systems and Utilization, Springer
- 15. PATEL M.R., 2005, Spacecraft Power Systems, CRC Press
- 16. Solar Dynamic Power System Development for Space Station Freedom, Lewis Research Center Cleveland, Ohio
- 17. Tablice matematyczno-fizyczne, Wydawnictwo Adamantan, Warszawa
- 18. WU BIN, YU MING XING, 2010, Space Solar Dynamic Power Systems Status and Development, National Natural Science Foundation of China, IEEE 2010
- 19. WU YU-TING I INNI, 2004, Dynamic simulation of closed Brayton cycle solar thermal power system, SET2004 International Conference on Sustainable Energy Technologies
- WU YU-TING, 2003, Optimal analysis of a space solar dynamic power system, Solar Energy, 74, 205-215

## Conceptual design of dynamic solar power system for the international space station

#### Abstract

The conceptual design of the Dynamic Solar Power System – DSPS assumes the use of a closed Brayton cycle to generate electricity for the International Space Station. Solar energy focused by an optical concentrator (parabolic mirror) "heats" the working fluid He-Ne, whose internal energy is converted into mechanical energy (turbine-generator-compressor), providing at least a twice increase in the energy conversion efficiency (approximately 35-40%, relative to the current 17% – photovoltaic panels ISS). An additional advantage of the use of DSPS to generate electricity for the ISS is several-fold reduction in the size of the transducer geometry of solar energy (hub diameter below 30 m) compared to the size of solar panels.
#### KONCEPCJA WYKORZYSTANIA SAMOLOTÓW LEKKICH DO REALIZACJI POŁĄCZEŃ REGIONALNYCH

#### Radosław Kołodziejczyk

Politechnika Rzeszowska e-mail: rkolodziejczyk@prz.edu.pl

> Praca dotyczy analizy możliwości wykorzystania samolotów lekkich w regionalnej siatce przewozów pasażerskich. Analiza ta została dokonana w oparciu o istniejącą infrastrukturę lotniskową na terenie Polski. W pracy porównano transport samolotami lekkimi z transportem samochodowym, biorąc pod uwagę aspekty finansowe jak i czasowe podróży pomiędzy poszczególnymi miejscowościami.

#### 1. Wstęp

Transport lotniczy w Polsce skupia się obecnie głównie na połaczeniach zagranicznych, natomiast połaczenia pomiędzy regionami wykonywane sa rzadko. Przyczyn takiego stanu rzeczy jest wiele. W głównej mierze dotyczy to kosztów takich podróży, które nierzadko przekraczają koszt podróży alternatywnymi środkami transportu. Kolejną przyczyną jest mobilność podróżnych w miejscu docelowym oraz liczba dostępnych lotnisk na terenie Polski (przewozy krajowe odbywały się w roku 2013 z 12 lotnisk). Pasażer chcący dostać się z miasta A do miasta B musi oprócz podróży samolotem pokonać odległość z lotniska do punktu docelowego przy pomocy samochodu bądź innego środka transportu. Z racji rzadkiej siatki lotnisk komunikacyjnych na terenie Polski, podróż taka często jest dłuższa i bardziej kosztowna, niż podróż bezpośrednio z punktu A do B za pomocą transportu innego niż lotniczy. Ponadto jest to dodatkową stratą czasu, gdyż pasażer musi dostosować się do istniejącego harmonogramu połączeń z lotniska do miejsca docelowego, chyba że wybiera taksówkę bądź wynajmuje samochód, co jednak wiąże się ze wzrostem kosztów podróżowania. Dodatkowo dosyć istotna jest konieczność odprawy przedlotowej, która zabiera cenny czas. Ostatnim, ale stosunkowo ważnym aspektem jest podejście ludzi do podróżowania samolotami. Mimo iż transport lotniczy jest najbezpieczniejsza forma transportu, wielu ludzi uważa inaczej i rezygnuje

z tej formy podróżowania. Tylko ok. 3% podróżnych wybiera transport lotniczy jako sposób przemieszczania się. Fakt małego zainteresowania transportem lotniczym w podróżach krajowych jest łatwo zauważalny na podstawie danych statystycznych. W tabeli 1. przedstawiono krajowy ruch pasażerski (regularny i czarterowy) w 2013 roku z podziałem na poszczególne lotniska.

**Tabela 1.** Ruch pasażerski w 2013 roku (liczba odprawionych pasażerów na podstawie [5])

Bydgoszcz	EPBY	22664
Gdańsk	EPGD	351560
Kraków	EPKK	303021
Katowice	EPKT	53285
Lublin	EPLB	4995
Łódź	EPLL	59
Poznań	EPPO	80715
Rzeszów	EPRZ	125064
Szczecin	EPSC	77505
Warszawa	EPWA	1133262
Wrocław	EPWR	262760
Zielona Góra	EPZG	12109
	Suma	2426999

Niespełna 2,5 mln pasażerów w ciągu roku jest wynikiem znajdującym się poniżej średniej europejskiej. W stosunku do krajów wysoko rozwiniętych, takich jak np. Niemcy, jest to prawie 10-krotnie mniej [11].

Obecnie w Polsce większość podróży pomiędzy regionami wykonuje się przy użyciu transportu drogowego lub kolejowego. Szczególnie często wykonywane są podróże z użyciem samochodów osobowych. Z racji nisko rozwiniętej infrastruktury drogowej część transportu samochodowego można by zastąpić transportem lekkimi samolotami.

#### 2. Koncepcja

W niniejszej pracy przedstawiona jest koncepcja wykorzystania lekkich samolotów w realizacji połączeń regionalnych. Koncepcja zakłada wykorzystanie istniejącej infrastruktury lotniskowej na terenie Polski. Przyjęto, że operacje lotnicze wykonywane będą z utwardzonych pasów startowych o długości nie mniejszej niż 1000 m. Na terenie Polski lotnisk takich jest 43, zostały one przedstawione na rysunku rys. 1. wraz ze swoimi obszarami ciążenia.



Rys. 1. Lotniska w Polsce wraz z ich obszarami ciążenia

W pracy zakłada się, że wykonana praca przewozowa z wykorzystaniem samolotów lekkich ma być alternatywą dla podróży służbowych samochodami osobowymi. Głównymi celami, jakie przyświecają realizacji tej koncepcji, są:

- skrócenie czasu podróży,
- redukcja kosztów,
- zwiększenie bezpieczeństwa podróżowania,
- częściowe zastąpienie transportu samochodowego transportem lotniczym.

W ramach pracy przeprowadzone zostały obliczenia, które miały na celu porównanie transportu samolotowego z transportem samochodowym. Za kryterium porównawcze przyjęto w pierwszej kolejności czas podróżowania, a następnie koszt podróży przypadający na jedna osobę.

#### 3. Obliczenia

W celu określenia konkurencyjności obu środków transportu pod względem postawionych kryteriów wyznaczono trasy pomiędzy poszczególnymi destynacjami. Przyjęto, że ruch pasażerski odbywa się pomiędzy miejscowościami rangi miasta powiatowego bądź wojewódzkiego znajdującego się najbliżej danego lotniska. Destynacje te tworzą siatkę 897 połączeń (liczonych w jedną stronę). Pominięto niektóre połączenia, jak np. pomiędzy lotniskiem w Modlinie i Okęciu, gdyż oba leżą w pobliżu jednego miasta – Warszawy, co oznacza, że punktem początkowym i końcowym tej trasy jest to samo miejsce. Na rys. 2 przedstawiono przykład trasy pomiędzy punktem A i B przy wykorzystaniu transportu samochodowego, jak i samolotowego.



Rys. 2. Przykład połączenia wykonywanego z wykorzystaniem samolotu i samochodu

#### 4. Czas podróży

Konkurencyjność obu środków transportu pod względem czasu zależy głównie od predkości poruszania się tych środków transportu. W przypadku transportu lotniczego czas dostania się z jednej destynacji do drugiej powiększony jest o czas dojazdu na lotnisko i z lotniska oraz opóźnień wynikających np. z odprawy przedlotowej, złego zarządzania przestrzenią powietrzną itp. W przypadku transportu samochodowego w celu określenia czasu przejazdu skorzystano z ogólnodostępnych serwisów internetowych [12], [13], które podają czas podróży pomiędzy poszczególnymi destynacjami z uwzględnieniem obecnie istniejącej infrastruktury drogowej, jak również ograniczeń prędkości. Podobnie wyznaczono długości poszczególnych tras dla transportu samochodowego, jak i samolotowego. Najdłuższa odległość do pokonania samochodem wynosi 840 km i jest to trasa pomiędzy Przemyślem a Szczecinem, najkrótsza wynosi 22,4 km pomiędzy Gdańskiem a Gdynią. Średnia dla połączeń samochodowych wyniosła 325,8 km. Pod względem czasu przejazdu, analogicznie jak poprzednio, trasa najdłuższa zajmuje 11 godzin 52 minuty (Przemyśl-Świdwin), najkrótsza 25 minut (Wałcz-Piła) natomiast wartość średnia to 4 godziny 31 minut. W przypadku tras samolotowych najdłuższa EPAR-EPSC wynosi 697,6 km, najkrótsza EPLE-EPLU – 20,6 km, średnia trasa mierzy 272,4 km. Na rysunkach rys. 3 do 5 przedstawiono zależność liczby

tras w funkcji odpowiednio odległości pomiędzy lotniskami, odległości pomiędzy destynacjami oraz czasu przejazdu samochodem.



Rys. 3. Liczba tras samolotowych w funkcji odległości pomiędzy lotniskami



Rys. 4. Liczba tras samochodowych w funkcji odległości pomiędzy destynacjami

Po sporządzeniu statystyki długości tras oraz czasów ich pokonania dokonano symulacji, w której określono na ilu trasach samolot jest bardziej konkurencyjny (pokona daną trasę w krótszym czasie) od samochodu. W symulacji tej zmienną była prędkość przelotowa samolotu. Sprawdzono również, w jaki sposób zmienia się liczba tych tras przy zmianie czasu odprawy przedlotowej. Przykładowe wyniki przedstawiono na rys. 6.

W obliczeniach przyjęto czas poszczególnych czynności związanych z lotem oraz opóźnień zgodnie z tabelą 2.



Rys. 5. Liczba tras samochodowych w funkcji czasu przejazdu



Rys. 6. Liczba tras, na których samolot pokonuje dystans w krótszym czasie niż samochód

**Tabela 2.** Średnie czasy wykonywania czynności związanych z lotem oraz opóźnień [min]

Odprawa przedlotowa	10-30
Podejście do lądowania	5
Opóźnienia	5,5 ([3])
Odprawa po locie	0
Razem	$20,\!5-\!40,\!5$

Z rys. 6 można wywnioskować, że aby maksymalizować liczbę tras, na których samolot może konkurować z samochodem pod względem czasu, jego prędkość musi być większa niż 200 km/h.

#### 5. Koszt podróży

W celu określenia konkurencyjności transportu lekkimi samolotami pod względem finansowym określono koszt operacji samolotem, jak również przejazdu samochodem pomiędzy poszczególnymi destynacjami. Dla obu typów transportu wyznaczono koszt podróży na danej trasie przypadający na jedną osobę, a następnie porównano je. W analizie kosztów podróży rozpatrywano tylko te trasy, na których samolot wykonywał przewóz w czasie krótszym niż samochód.

Za koszt przejazdu samochodem jednego kilometra przyjęto 0,84 zł, co jest równoważne kosztowi kilometra samochodem osobowym w podróży służbowej [10]. Dane statystyczne mówią, że współczynnik wykorzystania miejsc w samochodach osobowych wynosi od 0,24 do 0,26. Na podstawie powyższych danych określono koszt podróży pomiędzy poszczególnymi destynacjami.

W przypadku samolotu koszt podróży na danej trasie jest sumą następujących składowych:

- DOC (Direct Operating Cost bezpośredni koszt operacji lotniczej),
- koszty nawigacyjne przelotu,
- koszt dojazdu do i z lotniska.

W obliczeniach DOC skorzystano z następującej zależności:

DOC = Fuel cost + Flight deck and cabin crew cost +

+ Total airframe maintenance  $\cos t + \ldots +$  (5.1)

+ Total engine maintenance cost + Landing fee +

+ Depreciation, Interest, and Insurance

Obliczenia poszczególnych składników DOC dokonano na podstawie [2], [6], [7], [9]. Koszty nawigacyjne przelotu obliczono dla każdej trasy w oparciu o zależność [4]

Navigation fee = 
$$\sqrt{\frac{\text{MTOW}}{50}} \cdot \text{DIST} \cdot \text{UR}$$
 (5.2)

gdzie: MTOW – maksymalna masa startowa, DIST – długość trasy, UR – Unit Rate – stawka jednostkowa, która w przypadku Polski wynosi €35,42 [1].

Stworzono statystykę samolotów lekkich, a następnie obliczono ich DOC. Koszty bezpośrednie odniesiono do charakterystycznych parametrów istotnych z punktu widzenia powyższej analizy, takich jak prędkość przelotowa oraz liczba miejsc pasażerskich. Powstałe zależności przedstawiono na rys. 7 i rys. 8.



Rys. 7. Zależność DOC od prędkości lotu



Rys. 8. Zależność DOC od liczby miejsc pasażerskich

Jak można zauważyć, zwiększaniu prędkości przelotowej, jak również liczby miejsc pasażerskich towarzyszy wzrost kosztów bezpośrednich. Po przeliczeniu kosztów podróżowania samolotem na jedną osobę dokonano symulacji zależności liczby tras, na których transport lotniczy jest tańszy od samochodu w funkcji tych właśnie kosztów. Symulację przeprowadzono również dla różnych prędkości przelotowych. Przykład takiej symulacji widoczny jest na rys. 9.



Rys. 9. Konkurencyjność samolotu pod względem kosztów na osobę

Na wykresie widać, że spadek kosztów na osobę przy stałej prędkości przelotowej powoduje wzrost liczby tras, na których samolot jest korzystniejszy finansowo od samochodu. Również wzrost prędkości powoduje zwiększenie liczby tras w tym aspekcie. Tak np., zwiększenie prędkości tylko o 10 km/h ze 150 do 160 km, przy kosztach na osobę równych 120 zł powoduje dwu i półkrotne zwiększenie liczby tras, na których samolot jest bardziej konkurencyjny od samochodu.

Istotnym czynnikiem wpływającym na koszt przypadający na jedną osobę jest współczynnik wypełnienia miejsc. Jak widać na rys. 8, wzrostowi liczby miejsc pasażerskich towarzyszy wzrost kosztów bezpośrednich wykonywanych operacji lotniczych. Aby minimalizować koszty przypadające na jedną osobę w transporcie samolotami lekkimi, należy zadbać, aby dostępne miejsca były w pełni wykorzystane. W związku z powyższym współczynnik wypełnienia miejsc ma wpływ na liczbę tras, na których samolot stanowi konkurencję dla samochodu pod względem finansowym. Zależność tą przedstawiono na podstawie trzech samolotów na rys. 10.

Z symulacji tej wynika, że samolot typu Pilatus PC-12, mimo dużej prędkości przelotowej, sprawdzałby się na niewielu trasach nawet przy wysokim współczynniku wypełnienia miejsc. Przyczyną tego jest wysoki koszt na osobę wynikający z kosztów bezpośrednich użytkowania tego samolotu. W dwóch pozostałych przypadkach (Cessny 180 i 208) współczynnik wypełnienia miejsc 0,8 i więcej zapewnia konkurencyjność tych samolotów na większości tras.



Rys. 10. Zależność liczby konkurencyjnych tras oraz kosztów na osobę w funkcji współczynnika wypełnienia miejsc

Tabela 3. Zestawienie liczby miejsc i prędkości przykładowych samolotów

Samolot	Liczba miejsc	Prędkość przelotowa [km/h]
Cessna 208 Caravan	14	317
Cessna 180K	5	263
Pilatus PC 12 NG	9	500

## 6. Inne aspekty stosowania samolotów lekkich w transporcie regionalnym

Oprócz bezpośrednich korzyści, jakie płyną ze stosowania samolotów lekkich w transporcie regionalnym, takich jak wspomniane wyżej skrócenie czasu podróży oraz redukcja jej kosztów, istnieją również korzyści dodatkowe – pośrednie. W odniesieniu do analizowanych tutaj podróży służbowych korzyścią pośrednią jest z pewnością zwiększenie efektywności pracownika. Zmniejszając czas podróży, redukuje się czas, w którym pracownik nie pracuje. Innym istotnym aspektem jest redukcja kosztów powiązanych z podróżami służbowymi, takich jak np. hotele. Podróże służbowe realizowane przy pomocy samochodów osobowych na dużych dystansach z racji swojej długotrwałości wiążą się z koniecznością wynajęcia hotelu. Średni koszt noclegu w Polsce w podróży służbowej to 258 zł, co stanowi istotną część całej podróży [8]. Przy wykorzystaniu transportu samolotami lekkimi kosztów tych można by uniknąć przy podróżach jednodniowych (stanowione około 26% wszystkich podróży służbowych) bądź zredukować przy dłuższych wyjazdach. Najistotniejszym aspektem związanym z wykorzystaniem samolotów w transporcie pomiędzy regionami jest wzrost bezpieczeństwa. Podróżowanie samolotem jest znacznie bardziej bezpieczne niż pozostałymi środkami transportu.

#### 7. Wnioski

Z powyższej analizy wynika, że wdrożenie koncepcji wykorzystania samolotów lekkich w realizacji połączeń regionalnych jest realne. Wykorzystanie większej ilości lotnisk (43) niż obecnie (12) powoduje, że odcinki pomiędzy lotniskami a miejscami docelowymi są krótsze, co za tym idzie potrzeba mniej czasu na ich pokonanie. Ponadto samoloty poruszają się ze znacznie większą prędkością średnią niż samochody, co również wpływa na redukcję długotrwałości podróżowania. Przy odpowiednio dobranym samolocie do realizacji danej trasy można również zredukować koszt takiej podróży. Z przeprowadzonej analizy oraz symulacji wynika, że w celu zapewnienia maksymalnej liczby tras, na których samolot stanowiłby konkurencje pod względem czasowym i finansowym dla samochodu, należy:

- zredukować koszt przelotu przypadający na jedną osobę poniżej 250 zł,
- zredukować czas odprawy,
- zapewnić współczynnik wykorzystania miejsc w samolocie powyżej 0,8,
- $\bullet\,$ operacje lotnicze wykonywać samolotami o prędkości przelotowej powyżej 200 km/h.

#### **Bibliografia**

- 1. Adjusted unit rates applicable to May 2014 flights, The European Organisation for the Safety of Air Navigation (EUROCONTROL), http://www.eurocontrol.int/
- Aircraft Cost Summary, Conklin & de Decker Associates, Inc. PO Box 1142, Orleans, MA 02653, 2014, https://www.conklindd.com/CDALibrary/ACCostSummary.aspx
- 3. Annual Network Operations Report 2011, Network Manager, The European Organisation for the Safety of Air Navigation (EUROCONTROL), 2012
- Customer Guide to Charges, The European Organisation for the Safety of Air Navigation (EUROCONTROL), January 2014 – Version 8.0, http://www.eurocontrol.int/

- 5. Liczba obsłużonych pasażerów oraz wykonanych operacji w ruchu krajowym regularnym i czarterowym w latach 2011 2013, Opracowanie ULC na podstawie informacji uzyskanych z portów lotniczych, Warszawa, marzec 2014, www.ulc.gov.pl
- 6. MADDALON D.V., 1978, *Estimating Airline Operating Costs*, NASA Technical Memorandum 78694, Langley Research Center, Hampton, Virginia
- Method for Calculating Direct Operating Cost, AAE 451 Spring 2004, http://www.southampton.ac.uk/~jps7/Aircraft%20Design%20Resources/ Cost%20data/aircraft%20operating%20cost%20equations.pdf
- 8. Podróże służbowe w Polsce 2012, Optymalizacja kosztów noclegów i transportu, Raport, GO ONLINE S.A., ul. Garbary 5/7, 61-866 Poznań, 2012
- 9. RAYMER D.P., 1989, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA, Washington, D.C.
- 10. Rozporządzenie Ministra Infrastruktury z dnia 25.03.2002 r. w sprawie warunków ustalania oraz sposobu dokonywania zwrotu kosztów używania do celów służbowych samochodów osobowych, motocykli i motorowerów niebędących własnością pracodawcy
- 11. Statistisches Bundesamt, Wiesbaden 2014, www.destatis.de/EN/FactsFigures/ Economic Sectors/TransportTraffic/Transport.html
- 12. www.google.pl/maps
- 13. www.mapa.targeo.pl/

#### Concept of implementation of light aircraft to regional transportation

#### Abstract

The work concerns the analysis of possibilities of using light aircraft in the regional passenger transport. This analysis is based on the existing airport infrastructure in Poland. The study compares the light aircraft transport to the car transport, taking into account the financial aspects as well as the travel time between towns.

#### MODEL MATEMATYCZNEGO PROGNOZOWANIA ROZWOJU STATKU POWIETRZNEGO

STANISŁAW KACHEL, ADAM KOZAKIEWICZ

Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa e-mail: stanislaw.kachel@wat.edu.pl; adam.kozakiewicz@wat.edu.pl

> Prognozowanie rozwoju statku powietrznego i jego zespołów obejmuje określenie optymalnych technicznych parametrów konstrukcyjnych i eksploatacyjnych obiektu. Metody rozwiązywania zagadnień prognozowania mogą być realizowane za pomocą metod statycznych, jak również dynamicznych. Metoda statyczna oparta jest o poszukiwanie danych rozwiązań czy parametrów samolotu, czy jego zespołów w danym punkcie czasowym. Dynamiczne modele przedstawiają zmianę wielkości badanych w określonym przedziale czasowym. Czasowe modele winne zawierać w sobie również element danych dotyczących eksploatacji (np. zużycia obiektu). Współczesne systemy gromadzą zalgorytmizowaną wiedzę w wyspecjalizowanych podmodułach systemów CAD/CAM/CAE. Obecne systemy projektowania posiadają wejścia systemowe poprzez języki programowania umożliwiające tworzenie własnych programów i integrowanie ich w ogólnej strukturze systemu, co czyni ich systemami otwartymi. Wybór rozwiązania sprowadza się do zadania optymalizacji wskaźnika jakości f(x, y) na dopuszczalnym zbiorze Y przy ustalonej wartości wektora parametrów x.

#### 1. Wstęp

Współcześnie, wybierając metodę rozwiązania zadania projektowego, można swobodnie stawiać wymagania dotyczące jakości konstrukcji i formułować kryteria, aby uzyskać obiekt o założonych najlepszych parametrach w prognozowanym okresie rozwoju konstrukcji. Ustalenie dopuszczalnego zbioru rozwiązań w ogólnym przypadku przedstawia złożony problem matematyczny. Jego istota polega na tym, że matematyczne modelowanie dopuszczalnego układu konstrukcyjnego i podstawowych charakterystyk samolotu i jego zespołów na podstawie jego modelu z reguły sprowadza się do rozwiązania układu równań nieliniowych.



Rys. 1. Statki powietrzne: (a) Boeing 787 Dreamliner, (b) UAV klasy micro



Rys. 2. Prognozowana zmian liczby samolotów wielozadaniowych w siłach zbrojnych USA [5], gdzie: JSF – Joint Strike Fighter, AV-8B – amerykańsko-angielski samolot klasy V/STOL

Metoda prognozowania rozwoju obiektu będąca elementem wspomagającym zadanie projektowe obejmuje:

- wybór typu prognozowanego obiektu, np.: samolot pasażerski (rys. 1a), UAV (rys. 1b), samolot wielozadaniowy (rys. 2b), oraz jego zespołów, np. zespołu napędowego itp.,
- sformułowanie przeznaczenia obiektu, w tym zadań, warunków i metod stosowania statku powietrznego,
- opracowanie zestawień parametrów, wskaźników jakości konkurujących wariantów (alternatyw) obiektów, zdolnych wykonać sformułowane zadania,
- wybór wariantów spełniających kryteria, poszukiwanie rozwiązania optymalnego.

#### 2. Prognozowanie rozwoju statku powietrznego i jego zespołów

Prognozowanie obejmuje określenie optymalnych technicznych parametrów konstrukcyjnych i eksploatacyjnych obiektu i zespołów umożliwiających uzyskanie statku powietrznego posiadające cechy umożliwiające zastąpienie już eksploatowanych samolotów i eksploatacji ich w długim okresie (rys. 2).

Prognozowany obiekt techniki zazwyczaj jest złożonym systemem, który składa się zM podsystemów, podsystem składa się zNelementów

obiekt = 
$$\sum_{j=1}^{M} (\text{podsystem})_j$$
  
(podsystem)<sub>j</sub> =  $\sum_{\nu=1}^{N_j} (\text{element})_{j\nu}$  (2.1)

Cechy obiektu, podsystemów, elementów opisuje się wektorem parametrów

obiekt:  

$$\boldsymbol{\Pi} = \{\Pi_i\}, \quad i = 1, 2, \dots, I$$

$$(\text{posdystem})_j: \qquad \Pi_j^{pod} = \{\Pi_j^{pod}\varepsilon\}, \quad \varepsilon = 1, 2, \dots, E$$

$$(\text{element})_j: \qquad \Pi_j^{ele} = \{\Pi_{j\nu}^{ele}\alpha\}, \quad \alpha = 1, 2, \dots, A$$

$$(2.2)$$

gdzie I, E, A – liczba parametrów obiektu, j-go podsystemu i  $j\nu$  elementu.

Obiekt techniki (tu samolot) i jego parametry mają zazwyczaj hierarchiczną strukturę (rys. 3).



Rys. 3. Struktura obiektu techniki (samolotu) i powiązania jego parametrów

Przykładowymi parametrami w formułach (2.1) i (2.2) mogą być następujące wektory:

- parametry samolotu myśliwskiego (obiekt)  $\boldsymbol{\Pi} = \{\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3, \dots, \Pi_I\},$ gdzie:  $\Pi_1 = n_y$  – współczynnik obciążenia w zakręcie ustalonym na wysokości H = 5 km z prędkością Ma = 0,85,  $\Pi_2 = V_y^*$  – maksymalna prędkość przy przelocie nad ziemią,  $\Pi_3 = D$  – maksymalna odległość wykrycia celu powietrznego przez pokładową stację radiolokacyjną, itd.;
- parametry skrzydła (podsystem)<sub>j</sub>  $\boldsymbol{\Pi}^{sk} = \{\Pi_1^{sk}, \Pi_2^{sk}, \Pi_3^{sk}, \dots, \Pi_E^{sk}\},$ gdzie:  $\Pi_1^{sk} = S$  – pole powierzchni skrzydła,  $\Pi_2^{sk} = \lambda$  – wydłużenie,  $\Pi_3^{sk} = \overline{c}$  – względna grubość profilu, itd.;
- parametry pasa dźwigara (element)<sub>j\nu</sub>  $\Pi^d = \{\Pi_1^d, \Pi_2^d, \Pi_3^d, \dots, \Pi_A^d\},$ gdzie:  $\Pi_1 = \sigma_{dop}$  – dopuszczalne naprężenia dla materiału zastosowanego do budowy pasa dźwigara,  $\Pi_2^d = \rho_m$  – gęstość materiału,  $\Pi_3^d = F$ – pole przekroju pasa dźwigara, itd.

Rozwój jednej z głównych cech, tzn. stosunku ciągu maksymalnego zespołu napędowego do powierzchni skrzydeł, od początków stosowania silników odrzutowych w samolotach bojowych przedstawiono na rysunku 4.



Rys. 4. Zmiana współczynnika ciągu maksymalnego do pól powierzchni skrzydeł samolotów bojowych [1]

#### 3. Określenie parametrów statku powietrznego

Struktura statku powietrznego charakteryzuje się występowaniem poziomych związków pomiędzy parametrami struktury. Analiza dostępnych wielkości charakteryzujących jakość konstrukcji prowadzi do uzyskania niezbędnych wstępnych wartości dla parametrów uwzględnionych w procesie modelowania struktury.

Rozwój obiektu polega na zamianie obiektu na perspektywiczny, charakteryzujący się dynamicznym szeregiem rozwoju. Dynamiczne szeregi rozwoju można podzielić na trzy grupy:

- dynamiczny szereg obiektowy,
- dynamiczny szereg parametryczny,
- parametro-parametryczny szereg.

W ramach tych szeregów występują szeregi retrospektywne i perspektywiczne. Retrospektywny szereg wyznacza się drogą analizy danych statystycznych, natomiast perspektywiczny szereg wyznacza się poprzez mechanizm prognozowanie rozwoju obserwowanego obiektu (samolotu) na bazie modeli matematycznych.

Metodą wspomagającą zagadnienie dotyczące optymalizacji parametrów statków powietrznych w zakresie jego geometrii zewnętrznej, jak również kanału przepływowego silnika, jest metoda inżynierii odwrotnej. Metoda ta w dużej mierze wykorzystuje nowoczesne systemy projektowania oraz pomiarów współrzędnych punktów stanowiących bazę do opisu wirtualnego modelu. Wykorzystując metodę parametrycznego opisu geometrii istniejącego obiektu (rys. 5.) przy wykorzystaniu opracowanych programów w języku GRIP (dla systemu CAD/CAM/CAE Unigraphics) na bazie teoretycznych rozważań, budowa nowego modelu obarczona jest błędami pomiarowymi punktów nawet z precyzyjnych pomiarów współrzędnościowych. Problemem błędów pomiarowych może być rozwiązany poprzez zastosowanie metody ruchomych asymptot (MMA) [2].



Rys. 5. Etapy odtwarzania geometrii samolotu: (a) obiekt rzeczywisty z markerami [6], (b) punkty pomiarowe

#### 4. Metoda ruchomych asymptot (MMA – Method of Moving Asymptots)

Metoda ruchomych asymptot jest metodą sekwencyjną, czyli tworzone są kolejne jawne aproksymacje problemu lokalnego w otoczeniu kolejnych punktów w przestrzeni zmiennych decyzyjnych. Metoda w pierwotnej wersji, czyli bez ograniczeń w postaci równości, opiera się na szczególnym sposobie aproksymacji nieliniowych funkcji f i  $g_j$  występujących w ogólnym sformułowaniu zadania optymalizacji.

Funkcja  $g_j$  przedstawia się dla problemu na danym kroku kw następujący sposób

$$g_j^{(k)}(\boldsymbol{a}) = r_j^{(k)} + \sum_{i=1}^n \left( \frac{p_{ji}^{(k)}}{U_i^{(k)} - a_i} + \frac{q_{ji}^{(k)}}{a_i - L_i^{(k)}} \right)$$
(4.1)

gdzie  $U_i^{(k)}$  oraz  $L_i^{(k)}$  stanowią ograniczenia nałożone na maksymalne i minimalne wartości zmiennych decyzyjnych  $a_i$  dla k-tego kroku. W powyższej zależności nie ma sumowania po powtarzających się wskaźnikach. Wielkości  $p_{ji}^{(k)}, q_{ji}^{(k)}, r_j^{(k)}$  są określone następująco

$$p_{ji}^{(k)} = \begin{cases} \left( U_i^{(k)} - a_i^{(k)} \right)^2 \frac{\partial g_j}{\partial x_i} & \text{dla} \quad \frac{\partial g_j}{\partial x_i} > 0 \\ 0 & \text{dla} \quad \frac{\partial g_j}{\partial x_i} \leqslant 0 \end{cases}$$

$$q_{ji}^{(k)} = \begin{cases} -\left(a_i^{(k)} - L_i^{(k)}\right)^2 \frac{\partial g_j}{\partial x_i} & \text{dla} \quad \frac{\partial g_j}{\partial x_i} > 0 \\ 0 & \text{dla} \quad \frac{\partial g_j}{\partial x_i} \leqslant 0 \end{cases}$$

$$r^{(k)} = g_j(\boldsymbol{a}^{(k)}) - \sum_{i=1}^n \left(\frac{p_{ji}^{(k)}}{U_i^{(k)} - a_i^{(k)}} + \frac{q_{ji}^{(k)}}{a_i^{(k)} - L_i^{(k)}}\right)$$

$$(4.2)$$

Wszystkie pochodne są obliczane dla  $\boldsymbol{a} = \boldsymbol{a}^{(k)}$ . Funkcja f jest aproksymowana tak, jak  $g_j$ , przyjmując j = 0. Otrzymuje się w ten sposób jawną postać przybliżenia problemu wyjściowego w otoczeniu punktu

$$a(k), \quad \min\sum_{i=1}^{n} \left( \frac{p_{0i}^{(k)}}{U_i^{(k)} - a_i^{(k)}} + \frac{q_{0i}^{(k)}}{a_i^{(k)} - L_i^{(k)}} \right) + r_0^{(k)}$$
(4.3)

przy warunkach

$$\sum_{i=1}^{n} \left( \frac{p_{ji}^{(k)}}{U_i^{(k)} - a_i^{(k)}} + \frac{q_{ji}^{(k)}}{a_i^{(k)} - L_i^{(k)}} \right) \leqslant b_j = G_j - r_j^{(k)}$$

$$\alpha_i^{(k)} \leqslant a_i^{(k)} \leqslant \beta_i^{(k)} \quad \text{dla} \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad j = 1, 2, \dots, m$$

$$(4.4)$$

W powyższym problemie minimalizacji wprowadzono ograniczenia minimalne i maksymalne wartości zmiennych kształtowania  $a_i$ . Wielkości  $\alpha_i$ ,  $\beta_i$  przyjmowane są tak, aby  $L_i^{(k)} \leq a_i^{(k)}$  oraz  $\beta_i^{(k)} \leq U_i^{(k)}$ . Dla danego kroku k wprowadza się funkcję Lagrange'a jako

$$L(\boldsymbol{a},\boldsymbol{\lambda}) = f(\boldsymbol{a}) + \sum_{j=1}^{m} \lambda_{i} g_{j}(\boldsymbol{a}) = r_{0} - \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{b} + \sum_{i=1}^{n} \left( \frac{p_{0i} + \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_{i}}{U_{i} - a_{i}} + \frac{q_{0i} + \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{q}_{i}}{a_{i} - L_{i}} \right)$$

$$(4.5)$$

gdzie  $\lambda_j$  są mnożnikami Lagrange'a odpowiednio:  $\boldsymbol{a} = [a_1, a_2, \dots, a_m]^T$ i analogicznie  $\boldsymbol{b}, \boldsymbol{\lambda}, \boldsymbol{p}_i, \boldsymbol{q}_i$ . Indeks k opuszczono, ponieważ problem rozpatruje się na danym kroku k.

Definiując funkcję celu problemu dualnego w następującej postaci

$$W(\boldsymbol{\lambda}) = r_0 - \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{b} + \sum_{i=1}^n \left( \frac{p_{0i} + \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_i}{U_i - a_i(\boldsymbol{\lambda})} + \frac{q_{0i} + \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{q}_i}{a_i(\boldsymbol{\lambda}) - L_i} \right)$$
(4.6)

w powyższej zależności należy uwzględnić

$$a_{i}(\boldsymbol{\lambda}) = \frac{\sqrt{p_{0i} + \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_{i}} L_{i} + \sqrt{q_{0i} + \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{q}_{i}} U_{i}}{\sqrt{p_{0i} + \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{p}_{i}} + \sqrt{q_{0i} + \boldsymbol{\lambda}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{q}_{i}}}$$
(4.7)

Po podstawieniu zostają wyeliminowane pierwotne zmienne, tym samym rozwiązanie problemu dualnego sprowadza się do znalezienia maksymalnej wartości funkcji W przy nałożonych na mnożniki Lagrange'a warunkach

$$\min W(\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_m)$$
  

$$\lambda_i \ge 0 \qquad j = 1, 2, \dots, m$$
(4.8)

Do rozwiązania powyższego problemu metodą numeryczną stosuje się metody gradientowe.

Wielkości  $U_i^{(k)}$  oraz  $L_i^{(k)}$  stanowią pewien rodzaj ograniczeń, którymi możemy sterować i wpływać na mniej lub bardziej zachowawczy charakter aproksymacji poprzez kontrolę odległości  $a_i - L_i$  oraz  $U_i - a_i$ , stąd określenie – asymptoty. W przypadku szczególnym, kiedy  $L_i \to -\infty$  oraz  $U_i \to +\infty$ , mamy do czynienia z aproksymacją liniową.

W przypadku stabilnej jednostronnej zbieżności wartość zmiennej  $a_i$ zwiększa się odległość  $U_i-L_i$ 

$$L_i^{(k)} = a_i^{(k)} - s(a_i^{(k-1)} - L_i^{(k-1)})$$
  

$$U_i^{(k)} = a_i^{(k)} + s(U_i^{(k-1)} - a_i^{(k-1)})$$
(4.9)

Metoda ruchomych asymptot (MMA) posiada następujące zalety przy tworzeniu systemów optymalizacyjnych:

- rozwiązanie dąży do tego, aby znaleźć się w obszarze rozwiązań dopuszczalnych – stąd zachowawczość;
- efekt aproksymacji problemu wyjściowego na danym kroku iteracyjnym może być rozwiązany względem zmiennych pierwotnych  $a_i$ , co pozwala na zastosowanie bardzo efektywnej metody dualnej;
- zachowawczość aproksymacji może być kontrolowana poprzez odpowiedni dobór wartości asymptot $U_i^{(k)}-L_i^{(k)}$ zależnie od przebiegu procesu iteracyjnego.

#### 5. Posumowanie

Metodę MMA zastosowano przy budowie modelu geometrycznego układu włotu podkadłubowego do silnika samolotu F-16 (rys. 6a). Następnie do opisu geometrii zastosowano krzywe o niskim stopniu, ponieważ krzywa interpolacyjna jest bardzo wrażliwa na zaburzenia tych punktów. Wynika to stąd, że wielomiany wysokiego stopnia, które są funkcjami bazowymi, w przedziale zawierającym wszystkie węzły mają wartości ekstremalne dużo większe niż 1. Krzywe wysokiego stopnia w procesie odwzorowania geometrii wykazują dużą wrażliwość, czyli drobna zmiana położenia pewnego punktu określającego krzywą może spowodować bardzo dużą zmianę fragmentów krzywej odległych od tego punktu i z tego powodu należy unikać krzywych wysokiego stopnia.

W oparciu o zbudowany wirtualny model geometryczny wykonano model do badań laboratoryjnych (rys. 6b) i symulacji numerycznych, celem sprawdzania podatności układu na powstawanie wiru wlotowego (rys. 7).

Autorzy planują w kolejnym etapie swoich prac zastosować w tym zakresie metodę kombinatoryczno-cyklicznej optymalizacji. Koncepcja kombinatoryczno-cyklicznej metody optymalizacji jest wciąż unikalna jako praktyczna programowa realizacja łącząca techniki deterministyczne i techniki sieci neuronowej. Pierwsze wersje opisu metody w języku angielskim



Rys. 6. Model wlotu kanału dolotowego do silnika samolotu F-16: (a) model powierzchniowy wlotu, (b) wizualizacja linii prądu na stanowisku laboratoryjnym [3]



Rys. 7. Układ linii prądu dla podmuchu z parametrami Ma $=0,005,\,\beta=60^\circ,$ <br/>  $\alpha=-15^\circ\,[5]$ 

przedstawiane były na konferencjach w latach 1999-2003 (Indie, Niemcy, Holandia, Wielka Brytania).

#### Bibliografia

- BŁASZCZYK J., 2003, Walory techniczno-bojowe samolotów wielozadaniowych F-16, JAS 39 Gripen, Mirage 2000-5 a jakość samolotów bojowych WLOP, *Technika i Eksploatacja*, 50-65
- 2. KACHEL S., 2011, Metoda wielokryterialnego projektowania bryły samolotu z uwzględnieniem misji, Wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej, Warszawa, s. 244

- KOZAKIEWICZ A., 2010, Analiza podatności na zasysanie ciał obcych przez samoloty wielozadaniowe eksploatowane w Siłach Powietrznych RP. Wykorzystanie wyników badań do projektowania wlotów, Grant Nr 3l29/B/T00/2010/, Warszawa
- KOZAKIEWICZ A., FRANT M., 2013, The analysis of the gust impact on inlet vortex formation of fuselage-shielded inlet of a jet engine powered aircraft, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 51, 4, 993-1002
- 5. KOZAKIEWICZ A., MROZEK B., 2005, Analiza podstawowych parametrów silników samolotów skróconego startu i lądowania, Zbiór prac VI Międzynarodowej Konferencji Naukowo-Technicznej "CRASS 2005", Kraków
- OLEJNIK A., 2006, Opracowanie zbioru analiz wspomagających proces wdrażania do eksploatacji samolotu F-16 w Siłach Zbrojnych RP, Grant 0T00B00427, Warszawa

#### Mathematical prediction model of aircraft development

#### Abstract

Prediction of the development of aircraft and its components involves specification the optimum technical parameters regarding construction and exploitation of the object. The methods of solving the prediction issues may be implemented by means of static as well as dynamic methods. The static method is based on searching for particular solutions or aircraft parameters or its components in a given moment of time. The dynamic models display a change of quantities being tested in a given time interval. Time models should also include the data element regarding exploitation (e.g. object wear). Modern systems collect algorithmic knowledge in specialised submodules of CAD/CAM/CAE systems. Current design systems have a system input through programming languages enabling the creation of own programs and integrating them with the general structure of the system which makes them open systems. The selection of solution comes down to the task of optimization of the quality indicator f(x, y) on the acceptable set Y with the determined value of the vector of xparameters.

### Rozdział IV

Symulatory lotnicze, dynamika i modelowanie środków bojowych

#### KLUCZOWE ZAGADNIENIA PROJEKTOWANIA SYMULATORÓW LOTU

ANNA BRZOZOWSKA, ZBIGNIEW PATURSKI

ETC-PZL Aerospace Industries, Sp. z o.o., Warszawa e-mail: brozowska@ai.com.pl; paturski@ai.com.pl

Franciszek Dul

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska e-mail: dul@meil.pw.edu.pl

#### 1. Wstęp

Współczesne lotnictwo, zarówno wojskowe jak i cywilne, bardzo szeroko wykorzystuje syntetyczne urządzenia treningowe we wstępnych etapach nauki posługiwania się urządzeniami i systemami pokładowymi statków powietrznych i nauki pilotażu, do podstawowego i zaawansowanego treningu oraz do okresowego sprawdzania kwalifikacji personelu latającego. Do zadań tych buduje się urządzenia o bardzo różnych stopniach wierności odtworzenia statku powietrznego, a tym samym o różnych stopniach skomplikowania (rys. 1 i 2)

Urządzenia winny spełniać określone wymagania wynikające z przeznaczenia urządzenia i zakresu jego użytkowania [1]. Dla cywilnych urządzeń treningowych wymagania są sformalizowane w postaci przepisów ich budowy i użytkowania: amerykańskie przepisy FAR i europejskie przepisy EASA: samolotowe CS-FSTD(A), i śmigłowcowe CS-FSTD(H) [2].

Najbardziej zaawansowanymi urządzeniami treningowymi są symulatory lotu. Urządzenia te oddają jak najdokładniej wybrany przez użytkownika typ samolotu. Według [2]: *Pełny symulator lotu (FFS)* oznacza rzeczywistej wielkości replikę kabiny załogi konkretnego typu lub marki, modelu i serii, ze wszystkimi urządzeniami i programami komputerowymi koniecznymi do odwzorowania statku powietrznego w operacjach naziemnych i powietrznych, systemem wizualizacji zapewniającym widok z kabiny załogi oraz z układem ruchu pozwalającym odczuwać siły. Cywilne samolotowe symulatory lotu zgodnie z CS-FSTD (A) mogą być budowane w czterech poziomach skomplikowania



Rys. 1. Symulator lotu śmigłowca W3WA Sokół



Rys. 2. Prosta otwarta kabina treningowa odpowiadająca kabinie jednosilnikowego samolotu lekkiego

o rosnącym stopniu wierności odw<br/>zorowania samolotu i wzrastającym stopniu złożoności: A – poziom podstawowy, B – poziom pośredni, C <br/>i $\rm D$  – poziomy najwyższe.

W dniach konferencji "Mechanika w Lotnictwie" w końcowej fazie testów fabrycznych znajduje się budowany od kilku lat pierwszy polski pełny symulator lotu poziomu C dla produkowanego w Polskich Zakładach Lotniczych PZL Mielec w Mielcu wielozadaniowego średniego dwusilnikowego samolotu turbośmigłowego PZL M-28B/PT, rys. 3. Na podstawie doświadczeń wynikających z procesów projektowania i budowy symulatora w pracy zostaną przedstawione obszary projektowania i produkcji najtrudniejsze, a równocześnie najbardziej wpływające na końcowa jakość urządzania.



Rys. 3. Produkowany w Polskich Zakładach Lotniczych PZL Mielec w Mielcu wielozadaniowy średni dwusilnikowy samolot turbośmigłowy PZL M-28B/PT

# 2. Koncepcja symulatora lotu poziomu C samolotu turbośmigłowego

Zgodnie z uregulowaniami CS-FSTD(A) oraz spełniając wymagania umowy z zamawiającym, symulator ma następujące podstawowe cechy:

- symulator jest rekonfigurowalny, co oznacza, iż ma wymienne kabiny z wyposażeniem różnym dla różnych wersji samolotu,
- każda z kabin symulatora jest wierną repliką odpowiedniej kabiny załogi samolotu,
- kabina symulatora umieszczona jest na ruchomej platformie o sześciu stopniach swobody,
- zaawansowany układ wizualizacji ma pole widzenia nie mniej niż 180° poziomo i 40° pionowo, z ekranem o kształcie wycinka kuli,
- układ prezentacji obrazu ma bardzo dobre parametry optyczne (trzy synchronizowane kanały, częstość wyświetlania klatek obrazu w każdym kanale nie mniej niż 30 Hz, wysoka rozdzielczość, jasność i kontrast obrazu na ekranie, symulacja widzenia przestrzennego),

- obraz widziany z kabiny generowany jest komputerowo na podstawie dokładnej i bogatej bazy wizualizacyjnej terenu oraz obiektów statycznych i dynamicznych,
- obraz otoczenia odpowiadający dowolnej porze doby (dzień, noc, zmierzch i świt) i wybranej porze roku zawiera również zaawansowane efekty atmosferyczne (zachmurzenie o różnym wyglądzie, zamglenia i mgły, opad atmosferyczny, nocne niebo z gwiazdami i księzycem, wyładowania burzowe),
- bardzo dokładny model dynamiczny samolotu (aerodynamika, efekty burzliwej atmosfery i uskok wiatru, modele systemów pokładowych, w tym symulacja działania systemów radionawigacyjnych VOR/DME, TACAN, ILS i GPS),
- wierna symulacja dźwięków w kabinie załogi,
- symulacja odczuwanych przez załogę drgań konstrukcji płatowca.

Schemat całego systemu symulatora oraz układ kabiny załogi i systemu prezentacji obrazu zamontowanych na ruchomej platformie o sześciu stopniach swobody pokazano na rysunkach 4, 5 i 6. Relizacja projektu wymagała skompletowania jak największego zbioru szczegółowych danych o samolocie i jego wyposażeniu.



Rys. 4. Schemat całego systemu symulatora

#### 3. Model matematyczny i dane statku powietrznego

Jak wspomniano we wstępie, symulatory lotu są urządzeniami treningowymi najwierniej odwzorowującymi statek powietrzny wybranego typu, zatem model matematyczny oraz zbudowane na jego podstawie oprogramowanie



Rys. 5. Układ kabiny załogi zamontowanej na ruchomej platformie o sześciu stopniach swobody



Rys. 6. System prezentacji obrazu symulatora zamontowanego na ruchomej platformie o sześciu stopniach swobody

opisujące zachowanie się rzeczywistego statku powietrznego i jego wszystkich systemów pokładowych na ziemi i w powietrzu w zwykłych i w awaryjnych stanach lotu jest niezwykle złożone. Wymaga przy tym zgromadzenia zbioru bardzo szczegółowych danych masowych, aerodynamicznych, osiągowych, statecznościowo-sterownościowych i funkcjonalnych zmierzonych na rzeczywistym statku powietrznym. Przepisy budowy symulatorów lotu wymagają m.in. przy gromadzeniu danych do projektowania symulatora lotu stosowania się do wytycznych zawartych w publikacji IATA Flight Simulation Training Device Design and Performance Data Requirements [3]. Złożoności problemu danych samolotu pokazuje choćby pobieżna lektura tego dokumentu: przykładowo, dla właściwego oddania osiągów i charakterystyk statecznościowosterownościowych symetryczne i asymetryczne charakterystyki samolotu musza uwzględniać wszystkie możliwe wpływy ruchów powierzchni sterowych, wychyleń klap, spoilerów, hamulców aerodynamicznych, położenia podwozia, efektów od zespołu napędowego oraz odkształcalności konstrukcji płatowca. W przypadku samolotu M-28B/PT problem charakterystyk aerodynamicznych skomplikował się z powodu układu płatowca (rys. 7): dwa silniki turbinowe z dobrymi śmigłami usytuowane są w płaszczyznach usterzeń pionowych i powodują powstawanie znaczących dodatkowych efektów od strumieni zaśmigłowych zmieniających wszystkie klasyczne symetryczne i asymetryczne charakterystyki aerodynamiczne. Oczywiście wpływy te zależą wyraźnie od mocy silników i prędkości lotu.



Rys. 7. Samolot M-28B/PT

Od symulatorów lotu wymaga się [2], by układ ruchu w zadowalający sposób potrafił imitować niektóre charakterystyczne ruchy rzeczywistego samolotu: przyspieszenie odczuwane przy starcie, uderzenia kół o nawierzchnię pasa lądowania, hamowanie na dobiegu, kołowanie po nierównościach pasów startowych i dróg kołowania, zakręty na ziemi, ruch po nierównym lotnisku trawiastym, przeciążenia przy manewrach w powietrzu oraz odpowiedź samolotu na turbulencję atmosferyczną. Realizacja tego zadania wymagała zebrania zapisów na ziemi i w powietrzu m.in. trzech składowych przyspieszeń liniowych, przyspieszeń i prędkości kątowych oraz przygotowania sprzężonych z oprogramowaniem dynamiki samolotu modułów oprogramowania symulującego efekty ruchowe kabiny.

# 4. Obiektywne i subiektywno-funkcjonalne próby kwalifikacyjne symulatora

Aby wykazać, że urządzenie treningowe symulujące lot statku powietrznego spełnia ustanowione kryteria zdatności, każde cywilne urządzenie musi pozytywnie przejść szereg prób, zgrupowanych w próby obiektywne i subiektywnofunkcjonalne [1], [2]. Dla symulatorów lotu przepisy przewidują wykonanie 119 testów obiektywnych (tabela 1), przy czym niektóre z testów wykonywane są dwukrotnie, przykładowo dla symulacji ruchów bocznych w lewo i w prawo.

Nazwa grupy prób	Liczba prób
Osiągi	25
Własności pilotażowe	49
Układu ruchu	14
Układ wizualizacji	11
Układ symulacji dźwięku	20

Tabela 1. Próby obiektywne symulatora lotu

Próby obiektywne mają charakter pomiarów szeregu wybranych parametrów symulowanego lotu (prędkości liniowe i kątowe, położenie i orientacja w przestrzeni, przyspieszenia, położenia sterownic, parametry pracy silników) i porównanie ich z odpowiednimi zapisami z lotu rzeczywistego samolotu, przy czym wielkości symulowane muszą być zgodne z rzeczywistymi w tolerancjach określonych wymaganiami CS-FSTA(A).

Próby funkcjonalno-subiektywne polegają na sprawdzeniu przez odpowiednio kwalifikowaną załogę samolotu, czy symulator lotu wiernie oddaje właściwości rzeczywistego statku powietrznego w zwykłym zakresie eksploatacyjnym oraz w możliwych do wystąpienia stanach awaryjnych (usterki zespołu napędowego, oblodzenie płatowca, awarie systemów pokładowych). Testy te są analogiczne do oblotu samolotu po zakończeniu cyklu produkcyjnego lub po remoncie.

#### 5. Próby w locie samolotu

Wymagania dotyczące jakości modelu matematycznego samolotu oraz przygotowanie prób kwalifikacyjnych symulatora bezwzględnie wymagają wykonania serii prób na rzeczywistym samolocie. Jak wynika z powyższych dwóch punktów, testy na samolocie mają za zadanie:

- dostarczyć wystarczająco dużo wiarygodnych danych samolotu do budowy i sprawdzenia modelu matematycznego statku powietrznego,
- zebrać odpowiednie zapisy parametrów lotu, które niezbędne będą do przygotowania i przeprowadzenia prób dowodowych zgodnie z wymaganiami CS-FSTD(A).

Szczegółowe analizy wymagań przepisów budowy symulatorów [2] oraz zapisów dokumentu IATA [3] pokazały, że dla symulatora lotu poziomu C samolotu M-28B/PT należy przygotować szczegółowe programy i przeprowadzić na samolocie około 80 prób, zapisując w każdej z nich ponad 100 wielkości fizycznych charakteryzujących lot i działanie systemów pokładowych. Warto podkreślić, iż próby, które trwały ponad 50 godzin w powietrzu i na ziemi, były badaniami dodatkowymi ponad te, które wykonuje się do celów uzyskania certyfikatu typu samolotu zezwalającego na dopuszczenia samolotu do zwykłej eksploatacji.

Zapisy z prób na rzeczywistym statku powietrznych wymagają odpowiednich obróbek celem uzyskania zarówno danych identyfikacyjnych modelu matematycznego, jak i danych wzorcowych dla prób obiektywnych. Ze względu na błędy pomiarowe oraz nieuniknione zaszumienie rejestrowanych zmiennych, zadanie uzyskania wiarygodnych wyników prób samolotu jest zadaniem trudnym oraz pracochłonnym, nawet w sytuacji, gdy opracowujący wyniki testów dysponuje szybkimi komputerami i odpowiednim oprogramowaniem. Rysunek 8 pokazuje surowy zapis zmian kąta pochylenia samolotu  $\Theta$  w funkcji czasu oraz wynik jednej z prób uzyskania zapisu odfiltrowanego (górna krzywa).

#### 6. Inne elementy pełnego symulatora symulatora lotu poziomu C

Kolejnym istotnym elementem symulatora lotu jest podsystem symulacji wyposażenia samolotu oraz działania przyrządów pilotażowych i radiowo--nawigacyjnych. Trudnym do rozwiązania elementem symulatora lotu M-28 była rekonfigurowalność urządzenia. Dwie wymienne kabiny symulatora mają różne imitatory przyrządów pokładowych: jedna ma większość przyrządów



Rys. 8. Surowy zapis zmian kąta pochylenia samolotu $\Theta$ w funkcji czasu oraz wynik jednej z prób uzyskania zapisu odfiltrowanego (górna krzywa)

klasycznych, wskazówkowych, druga kabina imituje tzw. "szklaną kabinę", w której przeważająca większość wskazań realizowana jest na wielofunkcyjnych wyświetlaczach, przy tym część oprogramowania symulacyjnego systemów pokładowych musi być wspólna i musi poprawnie współpracować z oboma wariantami kabin. Wspólne oprogramowanie musi automatycznie rozpoznawać, która z kabin jest aktualnie wstawiona na platformę i musi się samoczynnie odpowiednio skonfigurować.

Układ ruchu zapewniający symulację odczuć ruchowych załogi jest podzespołem symulatora, który pozornie jest najprostszy do zaprojektowania i budowy. Obecnie szereg renomowanych firm światowych oferuje gotowe rozwiązania platform o wygodnym w eksploatacji napędzie elektrycznym, ale do symulatora poziomu C należy spośród oferowanych modeli wybrać taką, która:

- będzie miała odpowiednią nośność (musi unieść kabinę dwuosobowej załogi z dodatkowymi stanowiskami dla instruktora i inspektora organu nadzoru państwowego oraz systemem prezentacji obrazu),
- zapewni wymagane przez CS FSTD(A) wielkości maksymalnych przemieszczeń, prędkości i przyspieszeń liniowych i kątowych,
- zapewni wymaganą precyzję i powtarzalność ruchów oraz bezpieczeństwo pracy.

Platforma spełniająca te wymagania będzie zawsze produktem o cenie z najwyższej półki.

#### 7. Podsumowanie

Doświadczenia zebrane podczas projektowania i budowy pełnoskalowego symulatora lotu poziomu C wskazują, że projekt taki jest zawsze dla każdego producenta lotniczych urządzeń treningowych dużym wyzwaniem finansowym, ale przede wszystkim technicznym:

- przedsięwzięcie wymaga zebrania ogromnej ilości rzetelnych informacji o statku powietrznym i jego wyposażeniu,
- projekt taki jest w praktyce nie do wykonania bez ścisłej współpracy z producentem samolotu, przy czym zawsze niezbędne jest przeprowadzenie prób w locie realizowanych specjalnie dla potrzeb symulatora lotu (albo zakup u producenta samolotu odpowiedniego pakietu danych),
- wymagane jest rozwiązanie wielu problemów o charakterze naukowym, przede wszystkim w dziedzinie konstruowania modeli matematycznych opisujących własności aparatu latającego.

Przebieg projektu pokazał również, iż pozostaje jeszcze do zbadania wiele zagadnień modelowania dynamiki lotu samolotu, szczególnie dla tych charakterystyk samolotów, które nie mają zasadniczego wpływu na model dynamiczny, ale które muszą być uwzględnione w urządzeniach treningowych wyższych poziomów, bowiem ich pominięcie da na pewno niepoprawne wyniki testów kwalifikacyjnych. Do zagadnień takich wydają się należeć efekty od zespołu napędowego samolotu (szczególnie dla samolotów z napędem śmigłowym), silne nieliniowości charakterystyk aerodynamicznych, wpływy odkształcalności i drgań struktury samolotu oraz efekty pojawiające się podczas ruch statku powietrznego w burzliwej atmosferze.

#### Bibliografia

- PATURSKI Z., 2012, Testy obiektywne w procesie certyfikacji cywilnych lotniczych urządzeń treningowych, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 2012, K. Sibilski (red.), PTMTS, Warszawa
- 2. Dziennik Urzędowy Urzędu Lotnictwa Cywilnego z dnia 14 lutego 2013 r., poz. 29, Wytyczne Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego w sprawie specyfikacji certyfikacyjnych dla samolotowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu oraz specyfikacji certyfikacyjnych dla śmigłowcowych szkoleniowych urządzeń symulacji lotu
- 3. Flight Simulation Training Device Design and Performance Data Requirements, 7th Ed., International Air Transport Association, Montreal-Genewa, 2009

#### Abstract

Contemporary, both military and civil aviation, very much widely makes use of synthetic training devices in preliminary stages of learning of using aircraft on-board devices and systems of aircraft and practicing of the piloting for basic and advanced practice and for recurrent checking of qualifications of the aircraft crew. Flight simulators are the most advanced training devices. These devices are as much as possible a precise copy of the airplane chosen by the flight simulator user. Civilian flight simulators are through law regulations (e.g. European aircraft regulations CS-FSTD(A)) divided into four levels A, B C and D with growing degrees of the accuracy and complication. For a few years, first in Poland, the flight simulator of level C for the multitask twin turboprop engine PZL M-28B/PT plane is being built. Based on the experience resulting from processes of designing and manufacturing of the simulator, the paper presents areas of works which are most difficult to perform and – at the same time – most influencing the quality of the device.
# SZKOLENIE LOTNICZE – SYMULATORY – GRY KOMPUTEROWE – WZAJEMNE ZALEŻNOŚCI I ODDZIAŁYWANIA

Cezary Szczepański

Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Politechnika Wrocławska e-mail: cezary.szczepanski@pwr.edu.pl

> W artykule przedstawiono wzajemne oddziaływania symulatorów jako narzędzi stosowanych w szkoleniu lotniczym oraz gier komputerowych zarówno pod względem technicznym, jak też dydaktycznym i prawnym. Omówiono te wzajemne zależności dla poszczególnych systemów wchodzących w skład symulatorów. Omówiono także próby stosowania gier komputerowych w miejsce profesjonalnych urządzeń treningowych. Na zakończenie przedstawiono trendy rozwojowe w tych obszarach.

## 1. Wprowadzenie

W szkoleniu lotniczym zawodowych pilotów i mechaników stałe miejsce znalazły symulatory i urządzenia treningowe. Szkolenie pilotów sportowych i mechaników aeroklubowych często obywa się jeszcze bez tych urządzeń, ale wspierane jest odpowiednimi systemami komputerowymi lub chociaż elektronicznymi wersjami literatury fachowej. Symulatory i urządzenia treningowe wykorzystywane do szkolenia personelu lotniczego podlegają ściśle określonym wymaganiom i zgodnie z nimi są certyfikowane przez organa nadzoru lotniczego, podobnie jak cały sprzęt wykorzystywany w lotnictwie.

Symulatory stosowane do szkolenia lotniczego praktycznie od początku swojego istnienia, aż do połowy lat 90. XX wieku były urządzeniami budowanymi wyłącznie z wykorzystaniem specjalizowanych elementów elektronicznych, modułów, takich jak projektory czy komputery graficzne oraz oprogramowania działającego w czasie rzeczywistym, które opracowywano specjalnie dla tych zastosowań. Ze względu na stosunkowo małą liczbę produkowanych symulatorów i urządzeń treningowych na świecie, wszystkie te elementy były bardzo drogie – kilkakrotnie droższe niż ich odpowiedniki wykorzystywane w innych wyrobach produkowanych w ilościach o kilka rzędów większych, które posiadały podobne elementy elektroniczne.

Sytuacja w tym obszarze zaczęła się zmieniać, gdy popularność komputerów osobistych wzrosła na tyle, że stały się nie tylko sprzętem dla profesjonalistów, lecz zaczęły być masowo wykorzystywane w domach, głównie do rozrywki. Wówczas rynek gier komputerowych na komputery klasy PC zaczął gwałtownie rosnąć i rozwijać się, a w jego ramach segment rynkowy gier symulacyjnych, w tym najwcześniej symulatorów lotu. Rosnące wymagania ogromnej rzeszy graczy komputerowych, szczególnie odnośnie jakości odwzorowania symulowanych statków powietrznych oraz ich otoczenia, a także szybkości działania gier, wraz z możliwościa ich sterowania (w tym sterowania systemami pokładowymi samolotów i śmigłowców, takimi jak w rzeczywistych obiektach), spowodowały opracowanie nowych, o wiele wydajniejszych procesorów głównych, specjalnych kart graficznych i efektywnych interfejsów zewnętrznych urządzeń, bazujących na standardzie USB. Rosnący popyt na te produkty i wielkość rynku gier komputerowych uzasadniała ich ciągły rozwój, co w efekcie doprowadziło do osiągnięcia w ciągu 10 lat poziomu technicznego tych elementów, który umożliwiał ich efektywne wykorzystywanie w symulatorach lotniczych, przy znacznie niższych kosztach.

Inną tendencją, jaka się pojawiła w tym czasie, to próby wprowadzenia symulacyjnych gier komputerowych bezpośrednio do szkolenia profesjonalnego personelu lotniczego [5]. Związane to było z próbami obniżenia kosztów szkolenia lotniczego, także w obszarze sprzętu symulacyjnego, wykorzystywanego w jego trakcie. Pewne postulaty formułowano w tych sytuacjach na podstawie doświadczeń wyniesionych ze szkolenia pilotów sportowych, gdzie obowiązują mniej formalne ograniczenia i rygory niż podczas szkolenia pilotów zawodowych, szczególnie linii lotniczych. Piloci latający dla przyjemności w większym stopniu samodzielnie wykorzystywali gry komputerowe jako środki do zapoznania się z techniką lotniczą i to z całkiem dobrymi efektami.

I odwrotnie, także technika profesjonalnych symulatorów lotu wpływała na rozwój gier komputerowych. Początki tego wpływu to stopniowe doskonalenie odwzorowywania kokpitów symulowanych samolotów i funkcjonowania systemów pokładowych. Jako następne zaczęły się pojawiać coraz lepsze odwzorowania otoczenia i to nie tylko pod względem graficznym, ale także z punktu widzenia innych statków powietrznych i obiektów naziemnych oddziałujących na symulowane w grach samoloty i śmigłowce. Jako ekstremalne przykłady tej tendencji można podać domowe symulatory lotu budowane przez ich użytkowników-hobbistów, a przeznaczone wyłącznie do rekreacji i rozrywki.

# 2. Oddziaływania w obszarze techniki

Typowe moduły – systemy wchodzące w skład symulatora lotu, to:

- system wizualizacji, składający się z generatora obrazu (dziś wyspecjalizowanego komputera graficznego) oraz układu prezentacji obrazu otoczenia (projektory z ekranami, monitory lub projektory nahełmowe, ewentualnie kombinacja tych układów);
- 2) kokpit symulowanego statku powietrznego, będący odwzorowaniem konkretnego typu statku powietrznego lub rodzaju statków powietrznych;
- system ruchu, poruszający ekranem i kokpitem lub tylko kokpitem. System ten nie jest wykorzystywany w profesjonalnych symulatorach lotu wszystkich typów samolotów;
- system komputerowy, którego podstawowe funkcje to: modelowanie symulowanych obiektów, sterowanie pracą symulatora, rejestracja przebiegu ćwiczenia;
- 5) stanowisko instruktora prowadzącego szkolenie lotnicze na symulatorze lotu.

Poniżej przedstawiona będzie analiza oddziaływań gier komputerowych na rozwój poszczególnych modułów symulatorów lotu oraz oddziaływania w kierunku odwrotnym.

# 2.1. System wizualizacji

Moduł wizualizacji jest najbardziej widocznym przykładem tendencji wzajemnego wpływu obu dziedzin. Popyt na kraty graficzne do domowych komputerów, które byłyby zdolne do wygenerowania w czasie rzeczywistym obrazów wnętrza i otoczenia symulowanego statku powietrznego z zadowalającą graczy, coraz to lepszą dokładnością, a przy tym dostępne za akceptowalną cenę, doprowadził do sytuacji z jaką mamy obecnie do czynienia. Karty graficzne dostępne na rynku w 2010 r. o cenie około 10 000 zł miały moc obliczeniową co najmniej dorównującą wyspecjalizowanemu komputerowi Silicon Graphics Inc. z 2000 r., o cenie 1 mln USD. Dziś takie dwie karty kosztują 4 do 5 tys. zł. Skutkiem rozwoju rynku kart graficznych, pierwotnie przeznaczonych do gier na komputerach osobistych, jest ich masowe stosowanie do profesjonalnych systemów komputerowych, w tym symulatorów lotu i lotniczych urządzeń treningowych. W tych ostatnich takie rozwiązania są standardem od początku XXI wieku, a w generatorach obrazu w symulatorach lotu od kilku lat później. Nawet, jeśli mamy do czynienia z wyspecjalizowanym systemem wizualizacji dla symulatorów dostępnym na rynku, to w jego wnętrzu znajdziemy te same karty graficzne, co w domowych komputerach.

Generatory obrazu z profesjonalnych symulatorów lotu od początku lat 90. XX w. tworzone były z wykorzystaniem standardu OpenGL. Wymagał on wydajnych i wyposażonych w dużą pamięć komputerów graficznych. Dziś jest to standard przyjęty także dla komputerów domowych, szczególnie tych skonfigurowanych do gier symulacyjnych z wysokiej jakości odwzorowaniem graficznym, działającym w czasie rzeczywistym.

Innym przykładem wpływu profesjonalnych symulatorów na rynek gier i komputerów z nimi związanych są projektory obrazów – podstawowe wyposażenie układów prezentacji obrazu. Specjalizowane projektory wyposażone w wysokiej jakości źródła światła i oprogramowanie umożliwiające dostosowanie ich do wyświetlania obrazów na różnego kształtu i wielkości dużych ekranach, są wąską grupą sprzętu tego rodzaju, który wyznacza trendy i sprawdza nowe rozwiązania i technologie. Później stosowane są one na masową skalę w projektorach do użytku powszechnego, w tym w domowych symulatorach lotu – grach komputerowych.

W układach prezentacji obrazu mamy także do czynienia z wpływem w odwrotnym kierunku. Mianowicie, monitory stosowane w masowej skali w urządzeniach domowych, w tym w personalnych komputerach przeznaczonych do gier, w miarę rozwoju możliwości technicznych i technologicznych ich wytwarzania dawały coraz wyższej rozdzielczości obrazy, o coraz większym polu widzenia. Obecnie pokazują one na tyle dobre i duże obrazy, odświeżane z wysoką częstotliwością, że stosowane są także jako standardowe wyposażenie symulatorów lotniczych i profesjonalnych urządzeń treningowych. W symulatorach lotu są elementami wyposażenia stanowisk instruktorów i techników, a także kokpitów symulowanych statków powietrznych. W urządzeniach treningowych ponadto stanowią medium, wykorzystywane do prezentacji obrazu otoczenia symulowanego samolotu lub śmigłowca. W symulatorach UAV<sup>1</sup> monitory są jedynym źródłem informacji dla pilotów i operatorów naziemnych o otoczeniu symulowanego obiektu, jego położeniu i obrazie widzianym przez wyposażenie pokładowe.

## 2.2. Kokpit

Kokpity symulowanych w grach statków powietrznych najczęściej odwzorowane są w postaci obrazu przedniej tablicy przyrządów, a niekiedy także głównych organów sterowania lotem – drążka lub wolantu i pedałów. W bar-

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>UAV – bezzałogowy statek powietrzny BSP.

dziej zaawansowanych wersjach gier "symulatorów lotu" dokładność odwzorowania kokpitów bywa bardzo duża i obejmuje dodatkowo położenia drugorzędnych organów sterowania systemami pokładowymi, umieszczonych na bocznych i dolnych panelach w kokpicie. W najbardziej zaawansowanych grach "symulatorach lotu liniowych samolotów pasażerskich" odwzorowywane są także położenia przełączników i wskaźników na górnym panelu, umieszczonym na przedniej części sufitu kokpitu. W profesjonalnych symulatorach lotu wszystkie te elementy kokpitu są odwzorowane fizycznie za pomocą tzw. imitatorów przyrządów pokładowych. Rozmieszczone są identycznie, jak w kokpicie rzeczywistego statku powietrznego. Natomiast w profesjonalnych urządzeniach treningowych kokpity bardziej przypominają te spotykane w grach, z tą jednak różnicą, że obrazy przyrządów wyświetlane są na monitorach umieszczonych w przybliżeniu w położeniach odpowiednich paneli w rzeczywistych kokpitach.



Rys. 1. Organy sterowania i radio dla gier

Wpływ symulacyjnych gier komputerowych na kokpity profesjonalnych symulatorów lotu i urządzeń treningowych przejawia się także w postaci stosowania w tych ostatnich imitatorów: wielofunkcyjnych wyświetlaczy, organów sterowania i pojedynczych przyrządów i wskaźników opracowanych i produkowanych dla zaawansowanych graczy. Podłączają oni, poprzez wejścia USB, do swoich domowych komputerów sterownice i wskaźniki wyglądające i działające tak samo, jak rzeczywiste urządzenia w statkach powietrznych. Masowość tych urządzeń i ich wysokie podobieństwo do oryginałów (por. rys. 1 i 2) spowodowały, że zaczęto je stosować jako standardowe wyposażenie urządzeń treningowych, a następnie profesjonalnych symulatorów lotu. Efektem ubocznym tego zjawiska stało się stosowanie standardu USB w profesjonalnych urządzeniach treningowych. Wyparł on w znacznym stopniu specjalizowane systemy transmisji danych w czasie rzeczywistym, stosowane do tego czasu w symulatorach, operujące bardziej złożonymi standardami We/Wy. Nie do pominięcia jest przy tym fakt obniżenia kosztu tego nowego rozwiązania, wynikający z masowości produkcji i szerokiego rozpowszechnienia oprogramowania dla standardu USB.



Rys. 2. Imitator wyświetlacza wielofunkcyjnego dla gry i symulatora lotu

Na rynku zaawansowanych gier komputerowych "symulatorów lotu" oferowane są ustandaryzowane kokpity samolotów i śmigłowców, do których można podłączać dowolne oprogramowanie – grę symulacyjną. Te same kokpity lub ich elementy stosuje się do certyfikowanych urządzeń treningowych i symulatorów lotu. Dzięki temu uzyskano znaczną obniżkę kosztu tych profesjonalnych urządzeń treningowych, wynikającą z masowości ich wytwarzania oraz standaryzacji podłączania urządzeń peryferyjnych i oprogramowania.

## 2.3. System ruchu

Systemy ruchu stosowane są w profesjonalnych symulatorach lotu stosowanych do szkolenia pilotów samolotów liniowych pasażerskich i transportowych. W lotnictwie wojskowym są one standardem podczas szkolenia pilotów samolotów transportowych i bombowych, a w niektórych krajach symulatory samolotów myśliwskich i szturmowych wyposażane są w systemy ruchu. Należy pamiętać, że szkolenie pilotów wojskowych nie podlega żadnym międzynarodowym standardom, a jego przebieg leży w wyłącznej gestii każdego z krajów. Stosowanie systemów ruchu, szczególnie poruszających całym kokpitem i układem prezentacji, znacznie podnosi koszt symulatora lotu. Dlatego też od wielu lat widać dążenie do obniżenia tych kosztów, nawet poprzez eliminację systemów ruchu. Te tendencje znajdują swoje odbicie wśród twórców i użytkowników domowych symulatorów lotu, bazujących na grach komputerowych w zaawansowanych wersjach. W najbardziej zaawansowanych postaciach tych "gier" możemy nawet mówić o domowych symulatorach lotu. Ich konstruktorzy i użytkownicy starają się wprowadzić jakieś systemy ruchu, niekiedy pochodzące z "profesjonalnych" rozwiązań, nieakceptowanych jednak przez odnośne przepisy dla lotnictwa cywilnego, a wykorzystywane w lotnictwie wojskowym, por. rys. 3.



Rys. 3. Systemy ruchu domowych symulatorów lotu

#### 2.4. System komputerowy

W profesjonalnych symulatorach lotu i urządzeniach treningowych system komputerowy modeluje dynamikę ruchu symulowanych obiektów wraz z ich systemami pokładowymi, zarówno w stanach normalnych jak też awaryjnych, steruje pracą symulatora na poziomie sprzętowym (sterowanie działaniem poszczególnych urządzeń i systemów symulatora) i operacyjnym (sterowanie przebiegiem ćwiczenia przez instruktora), rejestruje przebieg ćwiczenia. Poszczególne moduły funkcjonalne symulatora lotu mają także swoje integralne oprogramowanie, które jest zsynchronizowane i nadzorowane przez system sterujący pracą symulatora jako całości. Zmiany w konfiguracji symulatora wymagają przeprogramowania tej części systemu sterowania jego pracą. W grach komputerowych tę ostatnią funkcję spełnia system operacyjny komputera. Zwiększanie dokładności modelowania obiektu lub otoczenia albo dołączanie dodatkowych urządzeń sterujących lotem symulowanego obiektu lub prezentujących wskazania przyrządów, w komputerach domowych może co najwyżej spowolnić działanie gry.

Od strony sprzętowej systemy komputerowe symulatorów lotu były oparte o strukturę komputera głównego (host computer) współpracującego z wyspecjalizowanym komputerem graficznym. W urządzeniach treningowych zachowano tę samą strukturę, lecz komputery były o mniejszej mocy obliczeniowej. W grach mamy zwykle do czynienia z komputerem o jednym procesorze centralnym współpracującym z kartą lub kartami graficznymi. W najnowszych rozwiązaniach sprzętowych profesjonalnych symulatorów lotu i urządzeń treningowych funkcje dawnego *host computer* spełnia farma komputerów klasy PC, połączonych siecią intranetową. Funkcje generatora graficznego spełnia także komputer klasy PC, skonfigurowany pod katem maksymalnej wydajności graficznej. W razie konieczności, każdy z kanałów systemu wizualizacji jest obsługiwany przez pojedynczy taki komputer. Taka sama strukture sprzetowa maja najbardziej zaawansowane gry symulacyjne – domowe symulatory lotu (por. rys. 4). Zmiana architektury systemu komputerowego symulatorów lotu i urządzeń treningowych była możliwa dzięki rozwojowi komputerów domowych, głównie przeznaczonych do gier. Ich wydajność obliczeniowa, efektywne oprogramowanie synchronizujące pracę poszczególnych rdzeni procesora oraz szybkie szyny transmisji danych spowodowały, że stały się wystarczająco dobrymi narzędziami, łatwymi do zastosowania w systemach czasu rzeczywistego, jakimi są symulatory lotu.

Od strony programowej symulatory lotu miały pisane oprogramowanie specjalnie dla nich; dotyczyło to wszystkich wymienionych powyżej funkcjonalności.



Rys. 4. System komputerowy domowego symulatora lotu

Systemy operacyjne musiały w czasie rzeczywistym obsługiwać nie tylko procesy obliczeniowe, ale także odczytywać stany i położenia oraz wysterować różne urządzenia rzeczywiste, takie jak: organy sterowania, przyrządy i wskaźniki, układy wykonawcze, urządzenia dźwiękowe. Nie istniały na rynku standardowe systemy zdolne do realizacji wszystkich tych zadań, dlatego też każdy z producentów musiał je sam stworzyć. Wraz z rozwojem gier, ale także innego oprogramowania przeznaczonego dla komputerów klasy PC, realizujących zadania sterowania pojedynczymi urządzeniami lub systemami, np. piecami centralnego ogrzewania, przepompowniami gazu, powstawały systemy operacyjne czasu rzeczywistego. Ich rozwój i rozpowszechnienie spowodowały, że w dzisiejszych profesjonalnych urządzeniach treningowych stosuje się je jako systemy operacyjne. W symulatorach proces ten powoli następuje, zastępując specjalne systemy operacyjne przeznaczone dla symulatorów lotu.

W oprogramowaniu transmisji danych wewnątrz symulatora nastąpiły zmiany polegające na zastąpieniu dotychczasowego specjalnego oprogramowania standardem Ethernet, stosowanym powszechnie w sieciach komputerów osobistych, a więc także w grach. Wiąże się to także z zastąpieniem specjalnego okablowania do transmisji danych wytwarzanego na potrzeby symulatorów przez kable lub światłowody stosowane w standardzie Ethernet. Spowodowało to znaczne obniżenie kosztów tego elementu symulatorów lotu oraz ułatwiło tworzenie oprogramowania i dołączanie do systemu nowych urządzeń i elementów sprzętowych.

Modele matematyczne dynamiki lotu statku powietrznego stosowane standardowo w grach komputerowych bywają różnej jakości – dokładności. Dla bardziej zaawansowanych i wymagających użytkowników, np. domowych symulatorów lotu, stworzono jednak możliwość zastępowania ich wersjami o wyższej dokładności, tzw. add-in aircraft, np. Prosim737. Spełniają one często wymagania dla BATD (Basic Aircraft Training Device) wg. FAA AC- 61-136. Oprogramowanie takie, dostarczane przez jedna z firm amerykańskich [2] na początku lat 2000, było przez tę firmę stosowane także w urządzeniach treningowych poziomu BATD oraz AATD (Advanced Aircraft Training Device), a w pewnych przypadkach samolotów także w FNPT II (Flight and Navigation Procedures Trainer), uzyskujac na te urządzenia certyfikaty FAA. Modele matematyczne dynamiki ruchu stosowane w symulatorach lotu muszą spełniać dodatkowe wymagania i modelować stany awaryjne i niestandardowe w znacznie większym zakresie niż w urządzeniach treningowych. Ponadto, zgodnie z obowiązującymi przepisami międzynarodowymi, muszą posiadać swoiste świadectwo pochodzenia, w postaci certyfikatu producenta oryginalnego statku powietrznego, którego dotyczą. Certyfikat ten dotyczy przede wszystkim samych danych opisujących ten statek powietrzny, nie złożoności stosowanych modeli matematycznych. Niemniej jednak w ten sposób determinuje w znacznym stopniu postać tych modeli. W grach nie obowiązują żadne certyfikaty, nie ma więc możliwości obiektywnej weryfikacji złożoności stosowanych tam modeli dynamiki ruchu ani danych do nich wprowadzonych. Jakość takich modeli można ocenić tylko jakościowo, na drodze organoleptycznej.

Pewną ciekawostką może być stosowanie gier komputerowych do testowania profesjonalnego oprogramowania symulatorów. Tego typu działanie podjęła amerykańska agencja DARPA [3], a spowodowane to było brakiem innych możliwości przetestowania oprogramowania, ponieważ nie było dostatecznej liczby specjalistów mogących takie testy wykonać. Odbyło się to w ramach specjalnego programu tej agencji *Crowd Sourced Formal Verification* (CSFV), w ramach którego weryfikacja oprogramowania z reguły wykonywana przez specjalistów z danej dziedziny, wykonywana jest przez graczy komputerowych i to w trybie on-line. Testowane oprogramowanie zostało rozbite na moduły, które mogą być testowane podczas gier, przede wszystkim ze względu na ich bezpieczeństwo i niezawodność<sup>2</sup>.

 $<sup>^2</sup>$  "There are not enough human experts or available time to demonstrate that software is secure and reliable – so what we've done is repackage what human experts would normally do and produce tens of thousands of game levels for players on the internet to play games for us," said Matthew Barry, principal investigator, Kestrel Technology [3].

## 2.5. Stanowisko instruktora

Stanowisko instruktora w profesjonalnych symulatorach lotu i urządzeniach treningowych służy do:

- przygotowania scenariusza ćwiczenia,
- nadzoru nad jego przebiegiem, w tym wprowadzania stanów awaryjnych i zmian warunków pogodowych,
- rejestracji przebiegu ćwiczenia, dającej możliwość jego odtworzenia,
- rozpoczęcia i zakończenia ćwiczenia, w tym awaryjnego.

Wszystkie te funkcje w grach symulacyjnych spełnia oprogramowanie konfigurujące rodzaj i przebieg gry, uruchamiane zawsze na jej początku. Wiele plansz/ekranów interfejsów w grach jest bardzo podobnych do tych, jakie spotykamy w symulatorach lotu. Stosowany w nich układ, tzw. menu, jest koncepcyjnie taki sam jak w profesjonalnych urządzeniach do szkolenia pilotów, skąd ta idea została zaczerpnięta.

W najbardziej zaawansowanych grach symulacyjnych – domowych symulatorach lotu – mamy często do czynienia z osobnym komputerem przeznaczonym do sterowania całym symulatorem i przebiegiem ćwiczenia (por. rys. 5). Takie rozwiązanie zastosowano w profesjonalnych urządzeniach treningowych, które były źródłem kompaktowych stanowisk instruktorów we wszystkich rodzajach urządzeń i gier symulacyjnych.



Rys. 5. Stanowiska instruktorów w domowym symulatorze lotu i profesjonalnym urządzeniu treningowym – klawiatura i monitor obok foteli pilota

## 3. Oddziaływania w obszarze szkolenia

Omówione w poprzednim rozdziale zjawiska oraz interakcje w obszarze techniki, pomiędzy oddzielnymi dotychczas światami profesjonalnego szkole-

nia lotniczego i gier komputerowych wpływają także na sam proces szkolenia profesjonalnego personelu lotniczego. Prowadzone obecnie dyskusje wśród osób odpowiedzialnych za szkolenie lotnicze na temat możliwości uwzględnienia gier komputerowych jako elementów tego szkolenia są odzwierciedleniem tych procesów, np. [1].

Jeżeli podejdziemy do gry z punktu widzenia procesu szkolenia [4] jako do pewnego zadanego ciągu zadań, których wykonanie związane jest ze strategią, to jesteśmy bardzo blisko celu szkolenia lotniczego, także na symulatorach. W takiej sytuacji możemy mówić o tym, że symulator jest urządzeniem, na którym możemy realizować grę – lot statkiem powietrznym. Przykładem takiego scenariusza o typie gry, szeroko stosowanego w szkoleniu pilotów samolotów liniowych, jest *Line Oriented Flight Training* (LOFT), podczas którego cały lot, np. przez Atlantyk, wykonywany jest na symulatorze w czasie takim, jak lot rzeczywisty. Oczywiście, podczas takiego lotu wprowadzane sa do scenariusza najróżniejsze stany awaryjne i zagrożenia, jakie moga się potencjalnie pojawić w rzeczywistości, ale wszystkie te zadania maja swoja logike, ściśle związana z przyjętym do realizacji scenariuszem ćwiczenia. Czyż nie jest to w istocie gra wykonywana na symulatorze lotu najwyższego poziomu D? Tego typu ćwiczenia prowadzone są od ponad trzydziestu lat i nikt nie neguje ich przydatności do treningu pilotów liniowych i efektywności nabierania przez nich właściwych umiejętności i nawyków.

Symulatory certyfikuje się na zgodność z imitowanym oryginalnym statkiem powietrznym, podczas gdy żadna z gier takich certyfikatów nie potrzebuje. Z kolei certyfikujemy umiejętności pilotów nabywane podczas szkolenia i treningu. Powstaje tu podstawowe pytanie: czy jeśli umiejętności te zostały nabyte podczas szkolenia na profesjonalnym urządzeniu, to są ważne, a jeśli na urządzeniu amatorskim – grze – to się nie liczą?

Według danych statystycznych [Keith Smith, 2] podczas szkolenia typu ab initio, początkujący pilot uzyskuje licencję PPL IFR przeciętnie w ciągu 75 godzin nalotu. Jest to czas większy niż określa minimum dla uzyskania certyfikatu IFR – 50 godzin. Praktyka pokazała [Keith Smith, ibid.], że stosując w odpowiedni sposób gry, można ten czas zbliżyć do zalecanego przez przepisy, skracając w ten sposób czas szkolenia i obniżając jego koszt. Efekty takie uzyskano, stosując oprogramowanie do gier PilotWorkShops. Podobne rezultaty w szkoleniu lotów załóg wieloosobowych dało połączenie z oprogramowaniem zdalnego łączenia gier symulacji lotu<sup>3</sup> w takim samym kokpicie SmartCoPilot z grą naprowadzania i kontroli lotów VATSIM. Ten sam autor, instruktor pilot

 $<sup>^3{\</sup>rm Zastosowano}$ tu tzw. shared cockpit technology z grą "X-Plane Ultra-Realistic Flight Simulation",

z wieloletnim doświadczeniem, deklaruje takie same efekty przy szkoleniu podczas przejścia z samolotu śmigłowego na odrzutowy. Szczególnie dobre są tu doświadczenia ze szkoleniem pilotów w posługiwaniu się złożonymi systemami wspomagającymi poruszanie się w kontrolowanej przestrzeni powietrznej, w warunkach zagęszczającego się ruchu lotniczego.

Cele gier są bardziej zbliżone do celów szkolenia – są ukierunkowane na zdobywanie doświadczenia związanego z uczeniem się. Z tego względu wszędzie tam, gdzie mamy do czynienia z nabywaniem doświadczenia i na tej bazie odpowiednich odruchów, możemy stosować gry jako wspomaganie tego procesu. W przypadku treningu, a więc sytuacji doskonalenia umiejętności, rozszerzania umiejętności lub doświadczenia na podobne obiekty – statki powietrzne, musimy brać pod uwage nabieranie właściwych nawyków, często połączonych z właściwymi reakcjami motorycznymi na odbierane bodźce wzrokowe, dźwiękowe i ruchowe. Tego typu sytuacje wymagają o wiele większej wierności odtworzenia całego otoczenia i miejsca pracy pilota – kokpitu symulowanego samolotu. Wymaganie to spełniają symulatory lotu. Z tego właśnie względu wymagania odnośnie urządzeń do profesjonalnego treningu pilotów według 14CFR Part 60 sformułowano tak, aby zapewnić: "otoczenie i warunki szkolenia/treningu sprzyjające uzyskaniu i ocenie umiejętności poznawczych (wiedza, przyp. autora), jak i motorycznych (nawyki, przyp. autora) niezbędnych do realizacji zadań pilotażowych, wymaganych od pilota linii lotniczych w warunkach normalnych, niestandardowych oraz awaryjnych, w konkretnie określonym typie certyfikowanego statku powietrznego" (tłum. autora). Certyfikowanie urządzeń treningowych, w tym symulatorów lotu, wynika bezpośrednio z ujednoliconych wymagań odnośnie poziomu umiejętności szkolonych pilotów na całym świecie. Jedyną metodą zapewnienia takich jednolitych, chociaż w przybliżeniu, umiejętności jest ujednolicenie scenariuszy szkolenia i treningu oraz sprzętu wykorzystywanego podczas tego procesu.

Ubocznym efektem tych wymagań i certyfikacji urządzeń są ich ceny, niejednokrotnie przekraczające 1000 razy ceny odpowiadających im pod względem technicznym grom lub urządzeniom służącym wyłącznie do rozrywki. Paradoksalnie, to właśnie wysokie koszty urządzeń treningowych i symulatorów lotu są głównym czynnikiem sprawczym prób włączania do profesjonalnego szkolenia i treningu tanich gier i urządzeń na nich opartych. Powodowane tym czynnikiem działania i związana z nimi argumentacja przybierają niekiedy niepoważne formy, spłycając problem i doprowadzając do jego traktowania jako nieistotny czynnik związany wyłącznie z chęcią zwiększenia zysków przez potencjalnych beneficjentów szerszego wprowadzenia gier do profesjonalnego szkolenia pilotów. Być może wynika to z prawa Putt'a o technice i jej ludziach. Mówi ono, że technika jest zdominowana przez dwa typy ludzi:

- 1) tych, którzy rozumieją, czym nie władają (manage),
- 2) tych, którzy władają (manage) tym, czego nie rozumieją.

Na szczęście nie wyklucza ono istnienia i funkcjonowania w ramach techniki ludzi, którzy rozumieją, czym władają. Być może właśnie zrozumienie, że proces szkolenia i treningu mają inny charakter oraz związane są z innymi mechanizmami poznawczymi, pozwoli rzeczywiście zoptymalizować scenariusze szkolenia i treningu. Jeżeli do tych scenariuszy zdołamy dopasować odpowiednie narzędzia, w tym gry, wówczas będziemy mogli mówić o optymalności w tym obszarze. Niezbędne do osiągnięcia tego celu wydaje się jednak przeprowadzenie szerokich badań z zakresu psychologii uczenia i poznawania człowieka, z nastawieniem na proces szkolenia i treningu załóg latających. Wymagane są tu jednoznaczne ogólne wnioski wynikające z takich badań, a nie tylko przypuszczenia lub zalecenia dotyczące bardzo ograniczonych aplikacji i warunków szkolenia. Nie możemy budować urządzeń treningowych i symulatorów lotu tylko do nauki latania w specyficznych warunkach, np. wykonywania zakrętów przy niewielkim wpływie wiatru bocznego. Niestety, wnioski wynikające z licznych badań prowadzonych i publikowanych w tym obszarze, w zasadzie sprowadzają się do opisu warunków szkolenia w tak ograniczonych zakresach, że są praktycznie nieprzydatne, zarówno przy układaniu scenariuszy szkolenia jak też projektowaniu symulatorów lotu.

## 4. Podsumowanie i wnioski

Po pojawieniu się w 2009 roku gry "symulatora lotu" firmy Microsoft pod nazwą *Flight Simulator FSX*, mamy do czynienia z rozszerzaniem się aplikowania symulacyjnych gier komputerowych na obszar profesjonalnego szkolenia lotniczego, niestety w większości przypadków w sposób nieuporządkowany. Do dziś programy te są bazą tworzonych na nowo urządzeń treningowych, niekiedy nawet uzyskujących certyfikację odnośnych urzędów nadzoru lotniczego. Działania te prowadzone są jednak na podstawie inicjatywy własnej twórców i użytkowników takich systemów, przy raczej biernej postawie instytucji i organizacji odpowiedzialnych za to szkolenie. Jeżeli szkolenie profesjonalistów lotniczych nie ma być wyłącznie problemem ich samych, czyli jakby hobbystów, i firm lotniczych, to niezbędne jest podjęcie takich badań na szerszą skalę z celem doprowadzenia do zrozumienia mechanizmów uczenia się i zwiększania umiejętności przez pilotów. Następnym krokiem byłoby wprowadzenie wniosków wynikających z takich badań do scenariuszy szkolenia i treningu oraz do zaleceń dotyczących wymagań stosowanych do tego szkolenia w symulatorach lotu i urządzeniach treningowych.

W obecnej chwili gry symulacyjne osiągnęły taki poziom, że linia oddzielająca je od sprzętu do profesjonalnego szkolenia pilotów zaczyna się rozmywać. Biorąc to pod uwagę, można stwierdzić, że szkolenie profesjonalne zaczyna się teraz tam, gdzie urządzenie jest certyfikowane na określonym poziomie i właściwie wytwarzane zgodnie z przepisami certyfikacyjnymi upoważnionych władz lotnictwa.

Symulatory lotu na poziomie gier mogą stwarzać ogromne możliwości szkolenia i treningu pilotów i personelu lotniczego, o ile są stosowane we właściwym kontekście tego treningu. Oznacza to, że odpowiedni zakres tego szkolenia musi być dobrany i prowadzony na adekwatnym technicznie urządzeniu. Bez odpowiedzi pozostawia autor pytanie, czy takie urządzenie musi być zawsze certyfikowane, czy też wystarczy, aby jego producent i użytkownik zapewnili jego zgodność z zaleceniami lub wytycznymi wydanymi przez odnośne władze lotnicze.

W trakcie opracowywania tego artykułu autor natknął się na szereg zagadnień i problemów niezwiązanych bezpośrednio z jego tematem. Jednym z nich, tylko pośrednio związanym z wzajemnym oddziaływaniem profesjonalnych symulatorów lotu i gier symulacyjnych, jest problem zastępowania zużywających się części i modułów symulatorów lotu ich odpowiednikami z rynku, czyli elementami COTS stosowanymi w grach komputerowych. Przy długim cyklu życia symulatorów lotu, sięgającym dwudziestu, trzydziestu lat, jest to rozsądna alternatywa dla długotrwałego przechowywania dużych zapasów starzejących się elementów elektronicznych i części zamiennych. Takie długo przechowywane składy części zamiennych generują ogromne koszty i problemy techniczne, zarówno na etapie ich zakupu, przechowywania, jak też późniejszych prób ich wykorzystania.

Biorąc pod uwagę wszystkie przeprowadzone w tym artykule analizy, można pokusić się o sformułowanie potencjalnych kierunków zmian w przyszłości na obszarze będącym przedmiotem tych rozważań. Wydaje się, że integracja obu rynków profesjonalnych urządzeń treningowych i gier symulacyjnych będzie postępować. Będzie to proces przebiegający we wszystkich wymienionych obszarach. Według opinii autora doprowadzi to do stanu, w którym będziemy mieli do czynienia z urządzeniami projektowanymi i wytwarzanymi ścisle według wymagań i/lub potrzeb użytkownika. Nie będzie rozróżnienia pomiędzy urządzeniami do użytku profesjonalnego lub rozrywkowego, przynajmniej pod względem technicznym. Nie będzie po temu żadnego istotnego powodu natury technicznej czy finansowej. Oczywiście prawdopodobnie pozostaną wymagania i certyfikaty różnego rodzaju, ale nie powinny one dłużej być podstawową przyczyną tak dużego zróżnicowania cenowego obu typów urządzeń symulacyjnych.

## Bibliografia

- 1. https://www.linkedin.com/groupItem?view=&item=5853800576931885058& type=member&gid=1619587&trk=eml-b2\_anet\_digest-null-5-null& fromEmail=fromEmail&ut=3dZZKKMbdGWmg1 2014.06.22
- 2. https://www.linkedin.com/groupAnswers?viewQuestionAndAnswers=& discussionID=5853800576931885058&gid=1619587&commentID= 5871405615946936320&trk=view\_disc&fromEmail=&ut=1Xwyguju4f3Ck1 2014.06.22
- 3. OSBORN K., DARPA Builds Computer Games to Verify Software. http://defensetech.org/2014/06/04/darpa-builds-computer-games-to-verify-software/#ixzz33kjb41aZ Defense.org 2014.06.05
- 4. (–) Gaming, Simulation Training in Near Future for Military. ASD News 23.05.2008, Washington USA
- MĄDRZYCKI P., BUTLEWSKI K., GOLAŃSKI P., MARCHWICKI R., PERZ--OSOWSKA M., PUCHALSKI W., 2011, Diagnostic simulator of the M-28 aircraft for the ground engineering crew in virtual technology, *Polish Journal of Environmental Studies*, 20, 5A, 100-102

# $\begin{array}{c} {\rm Training\ in\ aviation\ -\ simulators\ -\ computer\ games\ -\ interactions\ and} \\ {\rm dependencies} \end{array}$

## Abstract

In aviation training, in particular of professional pilots and mechanics, simulators are becoming important players. Simulators and training devices, as other aviation equipment, are strictly defined and certified according to appropriate requirements. Simulators applied to aviation training, used to be the devices built with specialized electronic elements, modules like projectors or graphical computers and specialized software working in the real time and developed specially for those applications. Because of comparatively small amount of simulators and training devices manufactured all over the world, all those elements are very expensive – a few times more expensive than their equivalents used in other markets, not requiring the certification. There

has been a change in that area, when the computer games for PC class computers started to grow extensively at the end of the XX century. Increasing expectations of a huge number of computer games players, particularly to the graphics quality and speed caused the development of new, much more effective main processors, specialized graphic cards and effective interfaces based on USB technology. The size of the market for those products was a good reason for their continuous development, which in effect led then achieve the level of development enabling their effective application in aviation simulators at much lower cost. For example, the graphic card available in the market in 2010 for 2.5 thousand US dollars was at least equivalent to a specialized computer manufactured by Silicon Graphics Int. in 2000 for 1 million USD. Extensive use of the above listed elements in aviation simulators, which happened in the XXI century, has initiated some new phenomena both in aviation training and computer games. In the paper, these phenomena and also interactions between, until now, separated worlds of professional aviation training and computer games, are described. The present discussions among professional aviation trainers on the possibilities of implementation of computer games into the training process are the reflections of a such situation. In the paper the author tries to present the summary of the present status in that area from the technological, human factor and the law point of views. Possible directions of evolution in that area are also discussed.

# ESTYMACJA WARUNKÓW STARTU RAKIETY NIESTEROWANEJ NA PODSTAWIE WYBRANYCH CHARAKTERYSTYK DYNAMICZNYCH UKŁADU WYRZUTNIA-SAMOCHÓD

## ZBIGNIEW DZIOPA

Politechnika Świętokrzyska, Katedra Technik Komputerowych i Uzbrojenia e-mail: zdziopa@tu.kielce.pl

Maciej Nyckowski

Instytut Lotnictwa w Warszawie e-mail: nyckowski@gmail.com

> W pracy na podstawie modułu uzbrojenia ZSMU-70 opracowany został dyskretny model wyrzutni rakiet niesterowanych umieszczonej na pojeździe samochodowym. Na podstawie przyjętego modelu fizycznego z wykorzystaniem metody energetycznej został wyprowadzony model matematyczny. Korzystając z równań sprzężonych opisujących zachowawczy i autonomiczny ruch układu wyznaczono wartości i wektory własne. Dysponując macierzą modalną sprawdzono warunki ortogonalności postaci drgań własnych i wprowadzono współrzędne główne. Następnie wyznaczono niezależne równania drgań, które wykorzystano do syntezy układu wyrzutnia-samochód. Celem pracy jest uzyskanie układu o właściwościach dynamicznych korzystnie wpływających na warunki startu rakiety niesterowanej.

## 1. Wstęp

Obiektem badań jest moduł uzbrojenia ZSMU-70, który przedstawiony jest na rysunku 1. Rozpatrywany układ składa się z wyrzutni WW-4 niekierowanych pocisków rakietowych NLPR-70 bliskiego zasięgu. Wyrzutnia umieszczona jest na opancerzonym pojeździe samochodowym [3]. W jej konstrukcji można wyodrębnić dwa zasadnicze obiekty.

Pierwszy obiekt to platforma, która umieszczona jest na pojeździe samochodowym. Drugi obiekt to układ czterech prowadnic, które zamontowane są na platformie [6]. Wystrzelenie rakiet następuje po uprzednim ustawieniu



Rys. 1. Moduł uzbrojenia ZSMU-70



Rys. 2. Start trzech wystrzeliwanych po sobie pocisków rakietowych

odpowiedniej konfiguracji wyrzutni. Na wojskowym poligonie została przeprowadzona rejestracja startu trzech wystrzeliwanych po sobie pocisków rakietowych, jak na rysunku 2.

W tym celu zastosowano aparaturę składającą się z szybkiej kamery cyfrowej Phantom v9.1, specjalistycznego oprogramowania, akwizytora danych i akcesoriów. Analiza startu każdej z trzech rakiet wykazała istnienie różnic w charakterystyce warunków początkowych, przy których opuszczają one wyrzutnię. Inne warunki startu spowodowały różnice w realizowanych przez rakiety trajektoriach, co wykazała analiza pierwszej fazy lotu. Na charakterystykę warunków początkowych wpływają własności dynamiczne układu wyrzutniasamochód. Brak powtarzalności parametrów w chwili opuszczania wyrzutni przez kolejną rakietę wynika z niekorzystnej dynamiki modułu uzbrojenia. Badania wykazały możliwość występowania zjawiska dudnienia. Celem pracy jest synteza samobieżnego zestawu rakietowego, która ma doprowadzić do uzyskania układu o właściwościach dynamicznych korzystnie wpływających na warunki startu rakiety niesterowanej.

### 2. Model fizyczny i matematyczny

Interpretacja zarejestrowanego na poligonie wojskowym ruchu modułu uzbrojenia oraz istniejąca symetria zarówno geometrii, jak i charakterystyki bezwładnościowej wykazała możliwość uproszczenia modelu przestrzennego do dwóch wymiarów [3].

Modele fizyczny i matematyczny modułu uzbrojenia ZSMU-70 wraz z analizą modalną oraz transformacją modalną zostały przedstawione w artykułach "Analiza modalna układu dyskretnego składającego się z wyrzutni rakiet umieszczonej na pojeździe samochodowym" oraz "Analiza drgań własnych układu wyrzutnia rakiet – samochód z wykorzystaniem współrzędnych głównych". Niniejszą pracę należy traktować jako kontynuację tych rozważań. Dla zachowania czytelności obecnym rozważaniom niektóre elementy zostały powtórzone.

Sformułowany model fizyczny przedstawiony jest na rys. 1. Powstał on w wyniku zastosowania wnikliwych badań zmierzających do agregacji układu [1], [8].

Na podstawie modelu fizycznego i zastosowania metody wariacyjnej wyprowadzono model matematyczny samobieżnego zestawu rakietowego jako układ zachowawczy i autonomiczny [2], [4], [9], [10]. Forma kwadratowa energii kinetycznej przyjmuje postać kanoniczną, w związku z tym układ równań w postaci



Rys. 3. Model fizyczny samobieżnego zestawu rakietowego

sumacyjnej można przedstawić zależnością (2.1) [12]. Równania (2.1) nazywane są również równaniami w postaci bezpośredniej, są one sprzężone ze sobą statycznie [11]

$$\sum_{j=1}^{4} (M_i \ddot{q}_i + K_{ij} q_j) = 0 \qquad i = 1, 2, 3, 4 \qquad (2.1)$$

gdzie:  $y, \vartheta, y_{11}, y_{12}$  – niezależne współrzędne fizyczne,  $m, I, m_{11}, m_{12}$  – parametry określające bezwładność,  $k_{11}, k_{12}, k_{21}, k_{22}$  – współczynniki sztywności oraz

$$\begin{array}{ll} q_1 = y & q_2 = \vartheta & q_3 = y_{11} & q_4 = y_{12} \\ M_1 = m & M_2 = I & M_3 = m_{11} & M_4 = m_{12} \end{array}$$

and

$$\begin{split} K_{11} &= k_{21} + k_{22} & K_{12} &= k_{21}a - k_{22}b \\ K_{13} &= -k_{21} & K_{14} &= -k_{22} \\ K_{21} &= k_{21}a - k_{22}b & K_{22} &= k_{21}a^2 - k_{22}b^2 \\ K_{23} &= -k_{21}a & K_{24} &= k_{22}b \\ K_{31} &= -k_{21} & K_{32} &= -k_{21}a \\ K_{33} &= k_{11} + k_{21} & K_{34} &= 0 \\ K_{41} &= -k_{22} & K_{42} &= k_{22}b \\ K_{43} &= 0 & K_{44} &= k_{12} + k_{22} \end{split}$$

Całkę szczególną układu równań (2.1) można sformułować w postaci funkcji harmonicznej ([12], [14])

$$q_j = A_j \sin(\omega_0 t + \alpha)$$
  $j = 1, 2, 3, 4$  (2.2)

Po podstawieniu funkcji (2.2) do równań (2.1) otrzymujemy jednorodny układ równań algebraicznych (2.3) o niewiadomych  $A_j$  ([7], [12])

$$\sum_{j=1}^{4} (K_{ij} - M_i \omega_0^2) A_j = 0 \qquad i = 1, 2, 3, 4 \qquad (2.3)$$

gdzie

$$M_i \neq 0$$
 dla  $j = i$   $M_i = 0$  dla  $j \neq i$ 

Ogólnie, dla dowolnego  $\omega_0$  układ równań (2.3) ma rozwiązania trywialne. Wyjątek stanowią takie wartości  $\omega_0$ , dla których wyznacznik charakterystyczny (2.4) układu równań (2.3) jest równy zero ([7], [12])

$$D = \begin{vmatrix} K_{11} - M_1 \omega_0^2 & K_{12} & K_{13} & K_{14} \\ K_{21} & K_{22} - M_2 \omega_0^2 & K_{23} & K_{24} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} - M_3 \omega_0^2 & K_{34} \\ K_{41} & K_{42} & K_{43} & K_{44} - M_4 \omega_0^2 \end{vmatrix}$$
(2.4)

Rozwijamy wyznacznik (2.4) i porządkujemy według potęg  $\omega_0^2$ . Po przekształceniach otrzymujemy równanie sekularne (wiekowe, charakterystyczne), z którego wyznaczamy częstotliwości drgań własnych (2.5). Zbiór wszystkich wartości  $\omega_{0i}$  nazywamy widmem lub spektrum [1]

$$\omega_{0i} \qquad i = 1, 2, 3, 4 \tag{2.5}$$

Warunkiem stabilności analizowanego układu jest otrzymanie nieujemnych wartości własnych  $\omega_0^2$ . Częstotliwości drgań własnych zależą od charakterystyki mechanicznej i struktury układu. Stanowią jedną z charakterystyk dynamicznych układu, od których m.in. zależy przebieg drgań przy różnych wymuszeniach [1].

W celu wyznaczenia macierzy modalnej formułujemy całki szczególne w postaci funkcji harmonicznej ([12], [14])

$$q_{ji} = A_{ji}\sin(\omega_{0i}t + \alpha_i)j = i = 1, 2, 3, 4$$
(2.6)

gdzie: j – numer współrzędnej, i – numer częstotliwości drgań własnych.

Po podstawieniu funkcji (2.6) do równań (2.1) otrzymujemy jednorodny układ równań algebraicznych (2.7) o niewiadomych  $A_{ji}$  ([7], [12]

$$\sum_{j=1}^{4} (K_{ij} - M_i \omega_{0i}^2) A_{ji} = 0 \qquad i = 1, 2, 3, 4 \qquad (2.7)$$

gdzie

$$M_i \neq 0$$
 dla  $j = i$   $M_i = 0$  dla  $j \neq i$ 

Jednorodny układ równań (2.7) ma rozwiązania nietrywialne, które otrzymujemy dla wyznaczonych częstotliwości drgań własnych (2.5). W tym celu każdą wartość  $A_{ji}$  odnosimy do wybranej amplitudy  $A_{1i}$  i otrzymujemy zależność

$$\mu_{ji} = \frac{A_{ji}}{A_{1i}} j = i = 1, 2, 3, 4 \tag{2.8}$$

Wielkości  $\mu_{ji}$ noszą nazwę współczynników rozkładu amplitud drgań własnych lub wektorów własnych.

Po wykorzystaniu zależności (2.8) i równania (2.7) otrzymujemy jednorodny układ równań algebraicznych (2.9) o niewiadomych  $\mu_{ji}$  ([7], [12])

$$\sum_{j=1}^{4} (K_{ij} - M_i \omega_{0i}^2) \mu_{ji} = 0 \qquad i = 1, 2, 3, 4$$
(2.9)

gdzie

$$M_i \neq 0$$
 dla  $j = i$   $M_i = 0$  dla  $j \neq i$ 

Z równań (2.9) dla każdej częstotliwości drgań własnych  $\omega_{0i}$  wyznaczamy odpowiadające im wektory własne  $\mu_{ji}$ . W ten sposób otrzymujemy postacie drgań własnych lub postacie główne, które tworzą odpowiednie kolumny macierzy modalnej (2.10). Macierz modalna stanowi jedną z najważniejszych charakterystyk dynamicznych układu [1]

$$[\mu] = \begin{bmatrix} \mu_{11} & \mu_{12} & \mu_{13} & \mu_{14} \\ \mu_{21} & \mu_{22} & \mu_{23} & \mu_{24} \\ \mu_{31} & \mu_{32} & \mu_{33} & \mu_{34} \\ \mu_{41} & \mu_{42} & \mu_{43} & \mu_{44} \end{bmatrix}$$
(2.10)

W celu przeprowadzenia transformacji modalnej formułujemy warunki ortogonalności wektorów własnych w postaci zależności

$$\sum_{j=1}^{4} M_{j} \mu_{jk} \mu_{jv} \begin{cases} = 0 & \text{dla} \quad \nu \neq k, \quad k = 1, 2, 3, 4 \\ \neq 0 & \text{dla} \quad \nu = k, \quad \nu = 1, 2, 3, 4 \end{cases}$$

$$\sum_{i,j=1}^{4} K_{ij} \mu_{jk} \mu_{iv} \begin{cases} 0 & \text{dla} \quad \nu \neq k, \quad k = 1, 2, 3, 4 \\ \neq 0 & \text{dla} \quad \nu = k, \quad \nu = 1, 2, 3, 4 \end{cases}$$
(2.11)

Jeżeli warunki ortogonalności są spełnione, to równania opisujące drgania własne układu można rozprząc. Odbywa się to poprzez wprowadzenie współrzędnych głównych, tak aby spełniały równanie

$$q_j = \sum_{i=1}^{4} \mu_{ji} x_i = 0 \qquad j = 1, 2, 3, 4 \qquad (2.12)$$

gdzie:  $x_1, x_2, x_3, x_4$  – współrzędne główne.

Współrzędne fizyczne  $q_j$ wyrażamy za pomocą współrzędnych głównych  $x_i$ i otrzymujemy równania opisujące drgania własne w postaci zależności

$$m_{\nu}\ddot{x}_{\nu} + k_{\nu}x_{\nu} = 0 \qquad \nu = 1, 2, 3, 4 \tag{2.13}$$

gdzie

$$m_{\nu} = \sum_{j=1}^{4} M_{j} \mu_{j\nu} \mu_{j\nu} \qquad \qquad k_{\nu} = \sum_{i,j=1}^{4} K_{ij} \mu_{j\nu} \mu_{i\nu}$$

Rozwiązujemy zagadnienie Cauchy'ego. W tym celu formułujemy całki szczególne w postaci funkcji harmonicznej

$$x_{\nu} = A_{\nu} \sin(\omega_{0\nu} t + \alpha_{\nu}) \qquad \nu = 1, 2, 3, 4 \qquad (2.14)$$

gdzie

$$\omega_{0\nu} = \sqrt{\frac{k_{\nu}}{m_{\nu}}} \qquad A_{\nu} = \sqrt{x_{\nu0}^2 + \left(\frac{\dot{x}_{\nu0}}{\omega_{0\nu}}\right)^2} \qquad \alpha_{\nu} = \operatorname{arctg} \frac{\omega_{0\nu} x_{\nu0}}{\dot{x}_{\nu0}}$$

Następnie wyznaczamy warunki początkowe wykorzystując zależności

$$q_{j0} = \sum_{i=1}^{4} \mu_{ji} x_{i0} = 0 \qquad \dot{q}_{j0} = \sum_{i=1}^{4} \mu_{ji} \dot{x}_{i0} = 0 \qquad j = 1, 2, 3, 4 \quad (2.15)$$

Ostatecznie rozwiązanie równań opisujących drgania własne układu (2.1)z uwzględnieniem wyznaczonych charakterystyk dynamicznych układu przedstawia zależność

$$q_j = \sum_{i=1}^{4} \mu_{ji} A_i \sin(\omega_{0i} t + \alpha_i) \qquad j = 1, 2, 3, 4 \qquad (2.16)$$

## 3. Wybrane wyniki przeprowadzonych obliczeń

Przedstawione rozważania w rozdziale 2 pozwalają na uzyskanie układu o właściwościach dynamicznych korzystnie wpływających na warunki startu rakiety niesterowanej. Warunki startu rakiety zależą od charakterystyki dynamicznej modułu uzbrojenia ZSMU-70. Dzięki przedstawionym rozważaniom możemy tak zaprojektować charakterystykę mechaniczną układu, aby uzyskać wymagane własności dynamiczne. Poniżej przedstawione są wybrane wyniki przeprowadzonych obliczeń dla dwóch wariantów charakterystyki mechanicznej układu.

### 3.1. Wariant I

Parametry fizyczne modelu układu ZSMU-70 dla wariantu I są następujące:

$m = 1780  \mathrm{kg}$	$I=2620\mathrm{kg}\mathrm{m}^2$	$m_{11}=113\rm kg$
$m_{12} = 157  \mathrm{kg}$	$k_{11} = 350000 \mathrm{N/m}$	$k_{12} = 400000 \mathrm{N/m}$
$k_{21} = 75000 \mathrm{N/m}$	$k_{22} = 65000 \mathrm{N/m}$	$a = 1,14 \mathrm{m}$
$b = 1,28 \mathrm{m}$	$l = 2,42 \mathrm{m}$	

Po przeprowadzeniu analizy modalnej otrzymano widmo i macierz modalną. Zbiór częstotliwości drgań własnych [rad/s]

 $\omega_{01} = 8,0633731 < \omega_{02} = 8,1365435 < \omega_{03} = 54,523538 < \omega_{04} = 61,443545$ (3.1)

Macierz modalna

$$[\mu] = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1,2988344 & -0,5231057 & -0,8695898 & 0,7742938 \\ 0,4454664 & 0,0725104 & 0,0072983 & -87,706333 \\ -0,0946873 & 0,2387174 & -79,294773 & -0,0045313 \end{bmatrix}$$
(3.2)

Obliczenia wykonujemy dla następujących warunków początkowych

$$y_0 = 0,1 \qquad \qquad \vartheta_0 = 0 \qquad \qquad y_{11}^0 = 0 \qquad \qquad y_{12}^0 = 0 \dot{y}_0 = 0 \qquad \qquad \dot{\vartheta}_0 = 0 \qquad \qquad \dot{y}_{11}^0 = 0 \qquad \qquad \dot{y}_{12}^0 = 0$$
(3.3)

Warunki początkowe dla współrzędnych głównych mają następujące wartości

$$\begin{array}{ll}
x_{10} = 0,0286004 & x_{20} = 0,0710160 \\
x_{30} = 0,0001796 & x_{40} = 0,0002040 \\
\dot{x}_{10} = 0 & \dot{x}_{20} = 0 \\
\dot{x}_{30} = 0 & \dot{x}_{40} = 0
\end{array} \tag{3.4}$$

Na rysunku 4 przedstawione są przebiegi zmienności współrzędnych fizycznych i pierwszej pochodnej współrzędnych fizycznych dla drgań trwających t = 3 s obliczonych z zależności (2.16).



Rys. 4. Przebiegi zmienności współrzędnych fizycznych i pierwszej pochodnej współrzędnych fizycznych dla $t=3\,{\rm s}$ 

Na rysunku 5 przedstawione są przebiegi zmienności współrzędnych fizycznych i pierwszej pochodnej współrzędnych fizycznych dla drgań trwających t = 300 s obliczonych z zależności (2.16).

Z przebiegu zmienności współrzędnych fizycznych wynika, że w układzie generują się sygnały o zbliżonych częstotliwościach. Konsekwencją tego jest pojawienie się zjawiska dudnienia. Częstotliwość obwiedni wyznaczonych sygnałów ma wartość

$$\omega_{0d} = 0.0731704 \,\frac{\mathrm{rad}}{\mathrm{s}}$$

Występowanie zjawiska dudnienia w rozpatrywanym układzie może negatywnie wpływać na warunki startujących po sobie rakiet.

#### 3.2. Wariant II

Ze względu na niekorzystną charakterystykę dynamiczną samobieżnego zestawu rakietowego wynikającą z wariantu I, po dokonaniu syntezy układu opracowano wariant II. Biorąc pod uwagę rzeczywiste możliwości korekty istniejącej już konstrukcji, ograniczono się do niewielkich zmian wartości para-



Rys. 5. Przebiegi zmienności współrzędnych fizycznych i pierwszej pochodnej współrzędnych fizycznych dla $t=300\,{\rm s}$ 

metrów. W przypadku realizacji nowej konstrukcji lub gruntownej modernizacji już istniejącej można zdecydowanie korzystniej opracować charakterystykę mechaniczną.

Parametry fizyczne modelu układu ZSMU-70 dla wariantu II są następujące

$m = 1780  \mathrm{kg}$	$I = 2330 \mathrm{kg}\mathrm{m}^2$	$m_{11} = 113  \mathrm{kg}$
$m_{12} = 157  \mathrm{kg}$	$k_{11} = 150000 \mathrm{N/m}$	$k_{12} = 250000 \mathrm{N/m}$
$k_{21} = 50000 \mathrm{N/m}$	$k_{22} = 100000 \mathrm{N/m}$	$a = 0.89 \mathrm{m}$
$b = 1,53 \mathrm{m}$	$l = 2,42 \mathrm{m}$	

Po przeprowadzeniu analizy modalnej otrzymano widmo i macierz modalną. Zbiór częstotliwości drgań własnych [rad/s]

 $\omega_{01} = 5,7948572 < \omega_{02} = 10,468728 < \omega_{03} = 42,206651 < \omega_{04} = 47,711321$ (3.5)

Macierz modalna

$$[\mu] = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0.6424401 & -1.1891059 & 0.6789575 & -1.1706302 \\ 0.4005424 & 0.0155382 & -61.780860 & 0.0365726 \\ 0.0049508 & 0.8471711 & -0.0551834 & -37.767541 \end{bmatrix}$$
(3.6)

Obliczenia wykonujemy dla następujących warunków początkowych:

$$y_0 = 0,1 \qquad \qquad \vartheta_0 = 0 \qquad \qquad y_{11}^0 = 0 \qquad \qquad y_{12}^0 = 0 \dot{y}_0 = 0 \qquad \qquad \dot{\vartheta}_0 = 0 \qquad \qquad \dot{y}_{11}^0 = 0 \qquad \qquad \dot{y}_{12}^0 = 0$$
(3.7)

Warunki początkowe dla współrzędnych głównych mają następujące wartości

$$\begin{array}{ll}
x_{10} = 0,0644976 & x_{20} = 0,0343148 \\
x_{30} = 0,0004100 & x_{40} = 0,0007776 \\
\dot{x}_{10} = 0 & \dot{x}_{20} = 0 \\
\dot{x}_{30} = 0 & \dot{x}_{40} = 0
\end{array}$$
(3.8)

Na rysunku 6 przedstawione są przebiegi zmienności współrzędnych fizycznych i pierwszej pochodnej współrzędnych fizycznych dla drgań trwających t = 3 s obliczonych z zależności (2.16).



Rys. 6. Przebiegi zmienności współrzędnych fizycznych i pierwszej pochodnej współrzędnych fizycznych dla t = 3 s

Na rysunku 7 przedstawione są przebiegi zmienności współrzędnych fizycznych i pierwszej pochodnej współrzędnych fizycznych dla drgań trwających t = 300 s obliczonych z zależności (2.16).

Z otrzymanego widma częstotliwości drgań własnych oraz z przebiegu zmienności współrzędnych fizycznych wynika, że w układzie generują się sygnały o odseparowanych od siebie częstotliwościach. Konsekwencją tego jest wyeliminowanie zjawiska dudnienia, a tym samym uzyskanie korzystniejszej



Rys. 7. Przebiegi zmienności współrzędnych fizycznych i pierwszej pochodnej współrzędnych fizycznych dla $t=300\,{\rm s}$ 

charakterystyki dynamicznej układu. Ma to wpływ na poprawienie warunków dla startujących z wyrzutni rakiet ([5], [13]).

Wprowadzone w wariancie II zmiany dotyczyły przesunięcia wyrzutni do przodu samochodu i odpowiedniego doboru wartości elementów restytucyjnych.

## 4. Wnioski

Wyznaczono podstawowe charakterystyki dynamiczne samobieżnego zestawu rakietowego w postaci wartości i wektorów własnych, które wykorzystano do syntezy układu wyrzutnia-samochód. Struktura i wartości parametrów układu w przypadku wariantu I prowadzą do możliwości wystąpienia w rozpatrywanym układzie zjawiska dudnienia. W celu korekty charakterystyki dynamicznej badanego układu dokonano zmiany rozkładu i wartości parametrów samobieżnego zestawu rakietowego. Po przeprowadzeniu syntezy sformułowanego modelu wyznaczono przebiegi zmienności współrzędnych fizycznych z uwzględnieniem wartości i wektorów własnych. Stwierdzono uzyskanie układu o właściwościach dynamicznych korzystniej wpływających na warunki startu rakiety niesterowanej. Następnym etapem pracy będzie sprawdzenie uzyskanych wyników poprzez przeprowadzenie symulacji startu rakiet z wyrzutni umieszczonej na pojeździe samochodowym o charakterystyce wynikającej z wykonanej syntezy.

### Bibliografia

- 1. ARCZEWSKI K., PIETRUCHA J., SZUSTER J.T., 2008, Drgania układów fizycznych, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, s. 474
- DE SILVA C.W., 2007, Vibration Fundamentals and Practice, Taylor & Francis Group, Boca Raton, London- New York, p. 1036
- DZIOPA Z., 2004, The dynamics of a rocket launcher placed on a self-propelled vehicle, *Mechanical Engineering*, 81, 3, 23-30
- DZIOPA Z., KORUBA Z., KRZYSZTOFIK I., 2010, An analysis of the dynamics of a launcher – missile system on a moveable base, *Bulletin of the Polish Academy* of Sciences – Technical Sciences, 58, 4, 645-650
- DZIOPA Z., KORUBA Z., KRZYSZTOFIK I., 2010, Dynamics of a controlled antiaircraft missile launcher mounted on a moveable base, *Journal of Theoretical* and Applied Mechanics, 48, 2, 279-295
- DZIOPA Z., 2011, Dynamic elements of a motor vehicle which is a carrier of the anti-aircraft missile launcher, [W:] Selected Problems of Modeling and Control in Mechanics, Kielce University of Technology, ISSN 1897-2691, s. 19-31
- DŻYGADŁO Z., KALISKI S., SOLARZ L., WŁODARCZYK E., 1966, Drgania i fale w ciałach stałych, PWN, Warszawa
- 8. GENTA G., 1997, *Motor Vehicle Dynamics, Modeling and Simulation*, World Scientific Publishing, Singapore
- 9. GANTMACHER F.R., 1970, *Lectures in Analytical Mechanics*, przekład z języka rosyjskiego G. Yankovsky, Mir, Moskwa
- 10. GUTOWSKI R., 1971, Mechanika analityczna PWN, Warszawa
- 11. OSIECKI J., 1994, Machines Dynamics, Wydawnictwo WAT, Warszawa
- 12. OSIECKI J., KORUBA Z., 2007, *Elementy mechaniki zaawansowanej*, Politechnika Świętokrzyska, Podręcznik akademicki, Kielce
- 13. SWIETLICKIJ W.A., 1963, Dynamika startu latających obiektów, Nauka, Moskwa
- 14. ZIEMBA S., 1959, Analiza drgań, tom I i II, PWN, Warszawa

## Estimating the conditions of launching an unguided rocket on the basis of selected dynamic characteristics of the launcher-vehicle system

#### Abstract

A discrete model of the unguided rocket launcher mounted on a combat vehicle is developed in the study on the basis of the ZSMU-70 armament module. The mathematical model is derived on the grounds of the assumed physical model using the energy method. The eigenvalues and eigenvectors are determined using coupled equations describing the autonomous and conservative motion of the system. The main coordinates are introduced and proper vibration orthogonality conditions are examined thanks to the modal matrix. Then the independent vibration equations are determined, which are applied to the synthesis of the launcher-vehicle system. The aim of the study is to obtain a system with dynamic properties affecting in a positive way the conditions of launching the unguided rocket.

# WPŁYW ZMIANY USTAWIEŃ ZWIERCIADEŁ SKANUJĄCYCH ZAPROJEKTOWANEJ GŁOWICY SKANUJĄCO-ŚLEDZĄCEJ NA DOKŁADNOŚĆ WYZNACZANIA POŁOŻENIA CELU

## Daniel Gapiński

Wydział Mechatroniki i Budowy Maszyn, Politechnika Świętokrzyska, Kielce e-mail: tu\_daniel\_kielce@wp.pl

Praca nawiązuje do cyklu artykułów poświęconych badaniom prowadzonym nad zaprojektowaną optyczną głowicą skanująco-śledzącą. Projekt urządzenia, opis budowy, wykaz podstawowych elementów oraz zasada działania przedstawione są w opisie patentowym [1]. Innowacyjność projektu oraz jego porównanie z istniejącymi wynalazkami przedstawiono w pracy [2]. Jest to technologia rozwijana przez największe firmy zbrojeniowe. Urządzenia tej klasy charakteryzują się dużą precyzją wykonania, zatem przed przystąpieniem do budowy prototypu uwzględnione muszą zostać wszystkie aspekty mogące mieć niekorzystny wpływ na działanie głowicy. Zaprezentowane w artykule wyniki badań obejmują ocenę wpływu zmiany ustawień zwierciadeł skanujących urządzenia na proces śledzenia wykrytego celu powietrznego.

### 1. Wstęp

Jednym z innowacyjnych rozwiązań zastosowanych w zaprojektowanej głowicy skanująco-śledzącej jest możliwość zmiany kąta skanowania, dzięki czemu głowica staje się odporna na tzw. pułapki termiczne emitowane przez śledzony cel, co zostało dokładniej przedstawione w pracy [3]. Zmiana kąta skanowania uzyskana została dzięki zastosowaniu dwóch nastawnych zwierciadeł skanujących (zwierciadła wtórnego oraz dodatkowego) przedstawionych na rys. 1.

Zmiana kątów ustawień poszczególnych zwierciadeł  $\delta_W$  i  $\delta_D$  (rys. 1) powoduje zmianę momentów bezwładności rotora urządzenia. Ponieważ przestawienie zwierciadeł następuje w trakcie śledzenia wykrytego celu powietrznego, więc niewątpliwie istotnym zagadnieniem stało się zbadanie wpływu tego procesu na dokładność wyznaczania położenia celu.



Rys. 1. Układ optoelektroniczny głowicy

# 2. Wpływ zmiany kata ustawień zwierciadeł głowicy na dokładność wyznaczania położenia celu

W tabeli 1 zestawiono obliczone parametry głowicy w tzw. pierwszym trybie jej pracy, w którym układ optoelektroniczny skanuje przestrzeń powietrzną z dużym kątem skanowania, oraz w drugim trybie pracy, w którym układ optoelektroniczny skanuje przestrzeń powietrzną z małym kątem skanowania. Zmiany kątów ustawień poszczególnych zwierciadeł wynoszą odpowiednio:  $\delta_W = 0.7 \deg$ ,  $\delta_D = 1 \deg$ .

Na podstawie przedstawionych w tabeli 1 parametrów głowicy w jej dwóch trybach pracy została przeprowadzona symulacja komputerowa śledzenia wykrytego celu powietrznego z uwzględnieniem zmiany momentów bezwładności głowicy spowodowanej przestawieniem zwierciadeł skanujących. Na podstawie powyższej symulacji dokonano oceny wpływu zmiany kąta skanowania na dokładność wyznaczania położenia kątowego śledzonego celu.

## 3. Wyniki symulacji

Na rys. 2 przedstawiona została symulacja komputerowa śledzenia przez głowicę celu powietrznego poruszającego się z prędkością 420 m/s, znajdującego się w odległości 1500 m od stanowiska ogniowego. Na rysunku tym zaznaczono miejsce wystąpienia zmiany ustawień zwierciadeł skanujących głowicy.

Pierwszy tryb pracy	Drugi tryb pracy	
Momenty bezwładności rotora		
$J_{Y_R} = 0.00114143 \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2$	$J_{Y_R} = 0.00114144  \rm kg {\cdot} m^2$	
$J_{Z_R} = 0.00157911  \rm kg {\cdot} m^2$	$J_{Z_R} = 0.0015791  \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2$	
$J_{X_R} = 0.00158234  \rm kg {\cdot} m^2$	$J_{X_R} = 0.00158233  \rm kg {\cdot} m^2$	
Momenty bezwładności kompletnej czaszy wewnętrznej		
$J_{Y_{CW}} = 0.0016663  \rm kg {\cdot} m^2$	$J_{Y_{CW}} = 0.0016663  \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2$	
$J_{Z_{CW}} = 0.0011666  \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2$	$J_{Z_{CW}} = 0.0011666  \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2$	
$J_{X_{CW}} = 0.0011463  \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2$	$J_{X_{CW}} = 0.0011463  \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2$	
Momenty bezwładności kompletnej czaszy zewnętrznej		
$J_{Y_{CZ}} = 0.0003383  \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2$	$J_{Y_{CZ}} = 0.0003383  \rm kg {\cdot} m^2$	
$J_{Z_{CZ}} = 0.0002213  \rm kg {\cdot} m^2$	$J_{Z_{CZ}} = 0.0002213  \rm kg {\cdot} m^2$	
$J_{X_{CZ}} = 0.0002583  \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2$	$J_{X_{CZ}} = 0.0002583  \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2$	
Położenie środka masy rotora względem punktu przecięcia osi obrotu czaszy zewnętrznej i wewnętrznej		
$Y_{smr} = 12.7024\mathrm{mm}$	$Y_{smr} = 12.7025\mathrm{mm}$	
$Z_{smr} = 0.23499\mathrm{mm}$	$Z_{smr} = 0.2354 \mathrm{mm}$	
$X_{smr} = 0 \mathrm{mm}$	$X_{smr} = 0 \mathrm{mm}$	

**Tabela 1.** Obliczone parametry głowicy w pierwszym i drugim trybie jej pracy

Na rys. 3 porównano trajektorie ruchu osi głowicy odpowiednio bez uwzględnienia zmiany momentów bezwładności rotora  $T_1$  oraz po uwzględnieniu tej zmiany  $T_2$ . Trajektorie te realizowane są poprzez kąty obrotu poszczególnych czasz głowicy ( $\psi$  – kąt obrotu czaszy zewnętrznej,  $\vartheta$  – kąt obrotu czaszy wewnętrznej). Dokładny opis wszystkich przyjętych kątów oraz układów współrzędnych przedstawiono w pracy [2].

Rysunek 4 przedstawia symulację komputerową mającą na celu zbadanie wpływu, jaki ma zmiana ustawień zwierciadeł skanujących na dokładność wyznaczania położenia kątowego wykrytego celu. Wyznaczone położenia kątowe



Rys. 2. Symulacja śledzenia celu powietrznego z uwzględnieniem zmiany momentów bezwładności głowicy spowodowanych fazą przestawienia zwierciadeł skanujących



Rys. 3. Trajektorie ruchu osi głowicy

celu określane są względem tzw. nieruchomego układu współrzędnych związanego ze stałym kierunkiem w przestrzeni, który wyznaczany jest w momencie uruchomienia głowicy (dokładniejszy opis znajduje się w pozycji [2]). Na rysunku tym symbolem  $T_1$  oznaczono wyznaczone położenia kątowe śledzone-
go celu bez uwzględnienia zmiany momentów bezwładności rotora, natomiast symbolem  $T_2$  z uwzględnieniem tej zmiany.



Rys. 4. Wyznaczone współrzędne wykrytego celu

Na rys. 5-8 porównano momenty sterujące poszczególnymi czaszami głowicy odpowiednio bez uwzględnienia zmiany momentów bezwładności rotora  $M_{w1}$ ,  $M_{z1}$  oraz po uwzględnieniu tej zmiany  $M_{w2}$ ,  $M_{z2}$ .



Rys. 5. Momenty sterujące czaszą wewnętrzną głowicy



Rys. 6. Momenty sterujące czaszą wewnętrzną głowicy w momencie przełączenia zwierciadeł skanujących



Rys. 7. Momenty sterujące czaszą zewnętrzną głowicy

## 4. Podsumowanie

Z przeprowadzonych badań wynika, iż zmiana momentów bezwładności rotora głowicy spowodowana przestawieniem zwierciadeł skanujących nie wpływa niekorzystnie na pracę urządzenia. Z rys. 3 można wywnioskować, że nie ma ona niekorzystnego wpływu na trajektorię ruchu osi głowicy, natomiast na podstawie rys. 4 można stwierdzić, że przejście głowicy z pierwszego do drugiego trybu pracy nie powoduje znaczących błędów w wyznaczaniu położenia kątowego śledzonego celu i nie ma wpływu na proces samonaprowadzania głowicy na cel.



Rys. 8. Momenty sterujące czaszą zewnętrzną głowicy w momencie przełączenia zwierciadeł skanujących

#### Bibliografia

- GAPIŃSKI D., Patent Optycznego Koordynatora Skanującego dla pocisku samonaprowadzającego się na cel. Opis patentowy PL 199721 B1 (numer zgłoszenia 375907) Urząd Patentowy Rzeczypospolitej Polskiej
- GAPINSKI D., KORUBA Z., KRZYSZTOFIK I., 2014, The model of dynamics and control of modified optical scanning seeker in anti-aircraft rocket missile, *Mechanical Systems and Signal Processing*, 45, 2, 433-447, DOI: 10.1016/j.ymssp.2013.11.016
- GAPIŃSKI D., 2013, Analiza układu optoelektronicznego zmodyfikowanego koordynatora celu, Materiały XIV Konferencji "Automatyzacji i Eksploatacji Systemów Sterowania i Lączności", Gdynia, 79-87

#### The impact of changing the mirrors settings on the process of tracking the aircraft by the designed optical seeker

#### Abstract

This article refers to a series of articles devoted to the research conducted over the designed optical scaning seeker. Equipment design, construction description, a list of the basic elements and principles of operation are presented in the patent [1]. Innovation project and its comparison with existing inventions are presented in the article [2]. It is a technology developed by major arm companies. Devices in this class are characterized by high precision performance, so before the construction of the prototype all aspects that may have an adverse effect on the operation of the seeker must be taken into consideration. The presented studies include evaluation of the impact of changing the settings mirror scanning device detected on the process of tracking the aircraft.

# SELEKCJA SYGNAŁÓW ODBIERANYCH PRZEZ UKŁAD OPTOELEKTRONICZNY GŁOWICY SKANUJĄCO-ŚLEDZĄCEJ

DANIEL GAPIŃSKI, IZABELA KRZYSZTOFIK

Wydział Mechatroniki i Budowy Maszyn, Politechnika Świętokrzyska e-mail: tu\_daniel\_kielce@wp.pl; pssik@tu.kielce.pl

> Jednym z najważniejszych elementów przeciwlotniczego, samonaprowadzającego się na podczerwień pocisku rakietowego jest optoelektroniczna głowica samonaprowadzająca (koordynator celu). Najnowocześniejsze konstrukcje charakteryzują się dużą dokładnością oraz precyzją wykonania i należą do grupy tzw. głowic skanująco-śledzących. Temat pracy związany jest z badaniami zaproponowanej konstrukcji koordynatora skanująco-śledzącego. Przedstawiono wyniki badań prowadzonych nad zwiększeniem stabilności procesu śledzenia wykrytego celu powietrznego przez koordynator. Powyższy efekt uzyskano poprzez zastosowanie odpowiednich algorytmów selekcji sygnałów odbieranych przez układ optoelektroniczny urządzenia. Wybrane wyniki badań symulacyjnych przedstawione są w graficznej postaci.

## 1. Wstęp

Przedmiotem badań jest optyczna głowica skanująco-śledząca (koordynator celu) stosowana w przeciwlotniczych samonaprowadzających pociskach rakietowych. Budowa oraz zasada działania urządzenia opisane zostały w patencie PL 199721 B1. Elementem napędowym koordynatora jest giroskop mechaniczny (rotor) zawieszony na przegubie Cardana. Dotychczas opracowano model dynamiki i sterowania ruchami programowymi oraz śledzącymi koordynatora przy jednoczesnym oddziaływaniu zakłóceń zewnętrznych ze strony pocisku rakietowego [1]. Dokonano również analizy doboru parametrów układu optoelektronicznego oraz doboru prędkości i odpowiednich trajektorii przemieszczenia osi głowicy [2].

W trakcie trwania prac badawczych prowadzonych nad zaprojektowaną optoelektroniczną głowicą skanująco-śledzącą wystąpiły problemy z precyzyjnym sterowaniem osią urządzenia w tzw. drugim trybie pracy, w którym to głowica śledzi wykryty uprzednio cel powietrzny. Po głębszej analizie problemu okazało się, iż spowodowane jest to zbyt dużą ilością odbieranych przez układ optoelektroniczny impulsów pochodzących od promieniowania podczerwonego jakie emituje śledzony cel [3]. Zbyt duża liczba impulsów detekcji powoduje przesterowanie osi głowicy i prowadzi do niestabilnej pracy urządzenia. Celowym więc stało się przeprowadzenie selekcji sygnałów odbieranych przez układ optoelektroniczny.

# 2. Selekcja sygnałów odbieranych przez układ optoelektroniczny głowicy

Na rys. 1 przedstawiona została wizualizacja 3D rotora głowicy wraz z przyjętym układem współrzędnych. Płaszczyzna OXZ jest płaszczyzną, w której odbywa się skanowanie przestrzeni powietrznej.



Rys. 1. Rotor głowicy wraz z przyjętym układem współrzędnych

Prawo skanowania przestrzeni powietrznej przez układ optoelektroniczny głowicy przedstawione jest w pracy [2]. Na jego podstawie wyznaczane są współrzędne kątowe wykrytego celu  $\beta_X$ ,  $\beta_Z$  odmierzane względem osi optycznej rotora głowicy. Współrzędne te stanowią położenie pożądane do sterowania osią głowicy, tak aby śledziła ona wykryty cel. Prawa sterowania osią głowicy opisane zostały w pracach [1], [4], [5].

Na rys. 2 przedstawiono obraz symulacji komputerowej śledzenia wykrytego celu powietrznego przez zaprojektowaną głowicę skanująco-śledzącą bez zastosowania selekcji impulsów odbieranych przez układ optoelektroniczny urządzenia. Na rysunku tym widoczna jest bardzo duża liczba impulsów (sygnałów) z detektora podczerwieni wykorzystywanych do sterowania osią głowicy w drugim trybie pracy. Duża liczba sygnałów sterujących wprawdzie nie powoduje zgubienia śledzonego celu, jednak wpływa niekorzystnie na pracę urządzenia oraz precyzyjne sterowanie jego osią podczas śledzenia wykrytego celu powietrznego.



Rys. 2. Śledzenie wykrytego celu powietrznego bez zastosowania selekcji sygnałów

Przedstawiona w pracy metoda selekcji sygnałów odbieranych przez układ optoelektroniczny głowicy podzielona jest na dwa etapy:

- wyselekcjonowanie sygnału (impulsu) maksymalnego.
- dokonanie dodatkowej selekcji kątowej z wyznaczonych sygnałów maksymalnych.

Na podstawie serii impulsów z detektora uwzględniany jest tylko ten, którego wartość napięcia jest największa, a więc znajdujący się najbliżej źródła promieniowania podczerwonego (impuls maksymalny). Kolejnym krokiem jest pominięcie tych impulsów maksymalnych, które wskazują na zbyt bliskie położenie kątowe celu względem osi głowicy (położenie mniejsze od przyjętego  $\Delta\beta$ – patrz rys. 3). Drugi etap selekcji ma na celu przede wszystkim wyeliminowanie zjawiska drgania osi głowicy podczas strzelania do celów nieruchomych lub wolno lecących.

Na rysunku 3 pokazany został schemat sposobu dokonywania selekcji sygnałów odbieranych przez układ optoelektroniczny głowicy.

Wyselekcjonowane w powyższy sposób sygnały  $\beta_{X_S}$ ,  $\beta_{Z_S}$  zostały użyte do sterowania osią głowicy i tym samym śledzenia wykrytego celu powietrznego, co zostało przedstawione w kolejnym rozdziale pracy.



Rys. 3. Schemat selekcji sygnałów odbieranych przez układ optoelektroniczny głowicy

### 3. Wyniki badań

Rysunek 2 przedstawia obraz symulacji komputerowej naprowadzania osi głowicy na nieruchomy cel powietrzny (śmigłowiec w zawisie) bez zastosowania selekcji sygnałów odbieranych przez układ optoelektroniczny głowicy. Odległość celu od stanowiska ogniowego wynosiła 800 m. Rysunek 4 pokazuje natomiast wynik tej samej symulacji, jednakże z zastosowaniem selekcji sygnałów.



Rys. 4. Śledzenie wykrytego celu powietrznego z zastosowaniem selekcji sygnałów

W celu porównania obydwu symulacji na rys. 5 przedstawiono trajektorię zadaną  $T_Z$  oraz realizowaną  $T_R$  przez oś głowicy podczas śledzenia powyższego celu bez zastosowania selekcji sygnałów, natomiast na rys. 6 pokazano te same trajektorie po zastosowaniu selekcji sygnałów.



Rys. 5. Trajektoria zadana  $T_Z$ i realizowana  $T_R$ osi głowicy bez uwzględnienia selekcji sygnałów odbieranych z detektora podczerwieni



Rys. 6. Trajektoria zadana  $T_Z$ i realizowana  $T_R$ osi głowicy po zastosowaniu selekcji sygnałów odbieranych z detektora podczerwieni

Rysunek 7 przedstawia obraz symulacji komputerowej śledzenia celu powietrznego poruszającego się z prędkością 270 m/s, znajdującego się w odległości 1500 m od stanowiska ogniowego, bez zastosowania selekcji impulsów odbieranych przez układ optoelektroniczny głowicy. Natomiast na rys. 8 pokazano obraz symulacji komputerowej śledzenia tego samego celu powietrznego, jednakże z zastosowaniem przedstawionej selekcji sygnałów.

Dla lepszego porównania obydwu symulacji na rys. 9 pokazano trajektorię zadaną  $T_Z$  oraz realizowaną  $T_R$  przez oś głowicy podczas śledzenia powyższego celu bez zastosowania selekcji sygnałów. Rysunek 10 pokazuje natomiast te same trajektorie po zastosowaniu selekcji sygnałów.



Rys. 7. Śledzenie wykrytego celu powietrznego bez zastosowania selekcji sygnałów



Rys. 8. Śledzenie wykrytego celu powietrznego z zastosowaniem selekcji sygnałów



Rys. 9. Trajektoria zadana  $T_Z$ i realizowana  $T_R$ osi głowicy bez uwzględnienia selekcji sygnałów odbieranych z detektora podczerwieni



Rys. 10. Trajektoria zadana  $T_Z$ i realizowana  $T_R$ osi głowicy po zastosowaniu selekcji sygnałów odbieranych z detektora podczerwieni

#### 4. Podsumowanie

Przeprowadzone symulacje komputerowe potwierdzają skuteczność opracowanej metody selekcji sygnałów odbieranych przez układ optoelektroniczny głowicy zarówno dla celów szybko, jak i wolno lecących. Po zastosowaniu selekcji sygnałów wyraźnie widać znaczącą poprawę stabilności trajektorii ruchu osi głowicy (rys. 6, 8, 10) w porównaniu do śledzenia celu bez selekcji (rys. 5, 7, 9). Drugi etap selekcji ma na celu przede wszystkim wyeliminowanie zjawiska drgania osi głowicy podczas strzelania do celów nieruchomych lub wolno lecących co widoczne jest szczególnie na rys. 5 i 6.

#### Bibliografia

- GAPINSKI D., KORUBA Z., KRZYSZTOFIK I., 2014, The model of dynamics and control of modified optical scanning seeker in anti-aircraft rocket missile, *Mechanical Systems and Signal Processing*, 45, 2, 433-447, DOI: 10.1016/j.ymssp.2013.11.016
- GAPIŃSKI D., 2013, Analiza układu optoelektronicznego zmodyfikowanego koordynatora celu, Materiały XIV Konferencji "Automatyzacji i Eksploatacji Systemów Sterowania i Lączności", Gdynia, 79-87
- GAPINSKI D., KRZYSZTOFIK I., 2014, The process of tracking an air target by the designed scanning and tracking seeker, *Proceedings of the 2014 15th International Carpathian Control Conference (ICCC)*, May 28-30, 2014, Velke Karlovice, Czech Republic, 129-134

- GAPIŃSKI D., STEFAŃSKI K., 2014, A control of modified optical scanning and tracking head to detection and tracking air targets, *Trans. Tech. Publications*, *Solid State Phenomena*, 210, 145-155
- KORUBA Z., 2008, Elementy teorii i zastosowań giroskopu sterowanego, Monografie, Studia, Rozprawy M7, Politechnika Świętokrzyska, Kielce

# Selection of signals received by the optoelectornic system in the scanning seeker

#### Abstract

One of the most important elements of an anti-aircraft rocket missile is the optoelectronic homing head. Most modern structures are characterized by high accuracy and precision of operation and belong to the group of so-called scanning and tracking heads. The topic of the paper is related to the study of the proposed construction of the scanning and tracking seeker. The results of research conducted over the increase of the stability of the process of tracking the detected air target by the seeker are presented. This effect is achieved through the use of an appropriate algorithm of signals selection received by the optoelectronic system of the device. Selected results of the numerical simulation are shown in graphical form.

# ANALIZA DYNAMIKI LOTU PRZECIWPANCERNEGO POCISKU RAKIETOWEGO Z UWZGLĘDNIENIEM DZIAŁANIA ZEWNĘTRZNYCH ZAKŁÓCEŃ

Łukasz Nocoń, Konrad Stefański

Politechnika Świętokrzyska, Wydział Mechatroniki i Budowy Maszyn e-mail: waldek.afro@op.pl; stefan5@interia.pl

> W pracy rozpatrywana jest problematyka występowania zakłóceń zewnętrznych oddziałujących na przeciwpancerny pocisk rakietowy (przeciwpancerny pocisk kierowany – ppk) i mających bezpośredni wpływ na skuteczność sterowania ppk w czasie jego lotu. Zakłócenia te zamodelowane zostały jako podmuch wiatru. W modelu zakłócenia uwzględniony jest ciągły rozkład obciążenia na całej bocznej powierzchni bryły pocisku rakietowego. Przedstawione są różne warianty występowania zakłócenia w postaci bocznego podmuchu wiatru i reakcje ppk na takie zakłócenia. Model zakłócenia opracowany został w myśl założenia, że hipotetyczny przeciwpancerny pocisk kierowany o znanych wymiarach porusza się w gęstych warstwach atmosfery, w których gęstość powietrza można uznać za wartość stałą. Wyniki symulacji komputerowej zobrazowane są w postaci graficznej.

### 1. Wprowadzenie

Na przełomie ubiegłego stulecia przeciwpancerne pociski kierowane ewoluowały z prymitywnych pocisków ręcznie kierowanych na cel (przez operatora obserwującego cel i pocisk oraz spełniającego funkcję autopilota do sterowania) do inteligentnych, samonaprowadzających się na cel pocisków rakietowych typu "wystrzel i zapomnij", mogących wyodrębnić spośród pojazdów na polu walki opancerzony obiekt nieprzyjaciela. Obecnie przeciwpancerne pociski kierowane sklasyfikowane są w trzy generacje. Najstarsza, pierwsza generacja rzadko już stosowanych pocisków kierowanych produkowana była w 60. latach ubiegłego stulecia, ale prace nad nią sięgały końca okresu II wojny światowej. Pociski naprowadzane były na cel ręcznie, w tak zwanym trybie MACLOS (manual command to line-of-sight). Nie były wyposażone w głowice naprowadzania. Strzelec przy pomocy kontrolera sterował lotem ppk, obserwując cel i pocisk. Sygnały sterujące przesyłane były przez przewód ciągnący się za pociskiem w czasie jego lotu. Flagowym ppk pierwszej generacji był 9M14 "Malutka" [8] produkowany w ZSRR, a także przez inne kraje pod różnymi nazwami. Pocisk ten doczekał się wielu modyfikacji. Początkowo używany był przez wojska piechoty, później stopniowo adaptowany został do wyrzutni umieszczanych na pojazdach i śmigłowcach.

W miarę rozwoju technologii i po opracowaniu nowego systemu naprowadzania niektóre ppk pierwszej generacji otrzymały o wiele łatwiejszy w użyciu system naprowadzania SACLOS (*semi automatic command to line-of-sight*), stając się pociskami drugiej generacji. W większości przypadków powstawały jednak całkowicie nowe konstrukcje pocisków drugiej generacji, jak np. 9M111M "Fagot" [9]. Ta generacja była już bardziej zaawansowana. Naprowadzanie na cel odbywało się półautomatycznie. Operator miał tylko utrzymać znak celowniczy na celu, a ppk sam za pomocą komputera obliczającego sygnały sterujące naprowadzał się na właściwy kurs. Sygnały sterujące, tak jak w poprzedniej generacji, przesyłane były przewodami ciągnącymi się za pociskiem. Prędkości tych rakiet mieściły się w granicach 200-280 m/s. Nie mogły przy tym przekroczyć maksymalnych wartości z powodu ograniczonej wytrzymałości przewodów sygnałowych, które mogły ulec zerwaniu przy większych prędkościach.

Najnowsza, trzecia generacja obecnie produkowanych przeciwpancernych pocisków kierowanych jest już całkowicie autonomiczna. Nie bez przyczyny noszą miano pocisków typu "f&f". Po wystrzeleniu cel jest namierzany za pomocą radarów, głowic termowizyjnych lub/i telewizyjnych [1]. Niektóre systemy przeciwpancerne potrafią rozpoznać konkretny rodzaj czołgu dzięki wgranym bibliotekom obrazów radarowych.

Przy rozpatrywaniu zagadnienie sterowania przeciwpancernymi pociskami kierowanymi we wszystkich trzech generacjach trzeba brać poprawkę na występowanie zakłóceń zewnętrznych, takich jak utrudnienia klimatyczne czy zmiany pogodowe. Boczne podmuchy wiatru jako najbardziej dające się zauważyć zakłócenie zewnętrzne może spowodować zniesienie pocisku rakietowego z założonego kursu, czego skutkiem może być nieosiągnięcie celu.

## 2. Zakłócenia zewnętrzne

W niniejszej pracy zamodelowane zostało zakłócenie zewnętrzne w postaci nagłego, bocznego podmuchu wiatru działającego na bryłę przeciwpancernego pocisku kierowanego trzeciej generacji w czasie jego lotu. Model zakłócenia opracowany został przy założeniu, że hipotetyczny ppk o znanych wymiarach porusza się w takich warstwach atmosfery, w których gęstość powietrza można uznać za wartość stałą. Pocisk nie wykonuje ruchu obrotowego względem swojej osi podłużnej  $S\xi$ . Przyjęte zostało, że środek sił parcia aerodynamicznego pokrywa się ze środkiem masy pocisku. Boczny podmuch wiatru został określony jako obciążenie rozłożone równomiernie na całej powierzchni bocznej pocisku rakietowego, a także jego sterach i skrzydłach (rys. 1).



Rys. 1. Rozkład zakłócenia w postaci obciążenia ciągłego ze skupionymi siłami zakłócenia  $Z_{ki}$  w punkcie ( $Q_z$  – siła sterująca kierunkiem lotu)

Obciążenie ciągłe zostało skupione w trzech punktach w postaci trzech odrębnych sił znoszenia (sił oporu)  $Z_{ki}$  działających na bryłę pocisku. Siły znoszenia zostały przyłożone kolejno w środkach ciężkości odpowiednich obszarów. Dla większych prędkości opływu oraz przepływu turbulentnego, obejmujących zdecydowaną większość przypadków praktycznych, wielkość siły oporu obliczyć można z zależności

$$Z_{ki} = C_{xi} \frac{\rho U^2}{2} A_i \tag{2.1}$$

gdzie:  $Z_{ki}$  – siła oporu [N]; i = 1 – płat skrzydła, i = 2 – korpus pocisku, i = 3 – ster;  $C_{xi}$  – współczynniki oporu;  $\rho$  – gęstość powietrza [kg/m<sup>3</sup>]; U – prędkość opływającego powietrza [m/s];  $A_i$  – pole przekroju rzutu ciała na kierunek normalny do przepływu [m<sup>2</sup>].

Wyodrębnione zostały trzy obszary oddziaływania bocznych sił oporu powietrza na przeciwpancerny pocisk kierowany. Pierwszy obszar to skrzydło, które opływane powietrzem zachowuje właściwości płyty poprzecznie ustawionej do kierunku wiatru o powierzchni  $A_1 = 0,06 \text{ m}^2$  i współczynniku oporu aerodynamicznego  $C_{x1} \approx 1,5$ . Drugi obszar to korpus rakiety, czyli część o kształcie walca, którą opływają strugi powietrza. Jej powierzchnia to  $A_2 = 0,12 \text{ m}^2$ , a współczynnik oporu dla walca to  $C_{x2} \approx 0,9$ . Trzeci obszar to ster ppk o powierzchni  $A_3 = 0,01 \text{ m}^2$ , również w postaci poprzecznie ustawionej do opływy płaskiej płyty. Ponieważ w literaturze występują niewielkie różnice w wartościach współczynników oporu  $C_x$  dla walca i płaskiej płyty [2], więc na potrzeby obliczeń symulacyjnych zostały przyjęte ich górne wartości.

## 3. Równania lotu ppk

Rysunek 2 przedstawia rozpatrywany przeciwpancerny pocisk kierowany wraz z układami współrzędnych, zgodnie z którymi wyprowadzone zostały równania jego lotu.



Rys. 2. Widok pocisku rakietowego wraz z przyjętymi układami współrzędnych

Na rys. 2 wprowadzone zostały następujące wielkości i oznaczenia:  $\vec{A}$  – wektor wypadkowej sił aerodynamicznych;  $\vec{P}$  – ciąg silnika rakietowego;  $\vec{G}$  – siła ciężkości;  $\vec{Q}$  – siła sterująca;  $\vec{V}$  – wektor prędkości pocisku rakietowego;  $\vec{M}$  – suma momentów sił działających na pocisk;  $Sx_gy_gz_g$  – układ współrzędnych o początku ustalonym na pocisku równoległy do układu ziemskiego; Sxyz – układ współrzędnych związany z przepływem;  $S\xi\eta\zeta$  – układ współrzędnych związany z pociskiem;  $\alpha$  – kąt natarcia;  $\beta$  – kąt znoszenia (ślizgu);  $\gamma, \chi$  – rzeczywiste kąty pochylenia i odchylenia wektora prędkości pocisku.

Równania lotu przeciwpancernego pocisku kierowanego wyprowadzone zostały zgodnie z założeniem, że ppk wykonuje manewry głównie w płaszczyźnie poziomej. Konsekwencją tego jest przyjęcie kolejności obrotów, z jaką przekształcany jest układ współrzędnych o początku ustalonym na pocisku w układ współrzędnych związany z przepływem i w układ współrzędnych związany z pociskiem [3], [4]. Pierwszy obrót dokonany jest zgodnie z płaszczyzną zmiany kierunku lotu ppk. Drugi zgodnie z płaszczyzną zmiany jego wysokości lotu.

Równania kinematyki ruchu wzajemnego przeciwpancernego pocisku rakietowego i celu (równania ruchu linii obserwacji celu LOC), określone zostały zgodnie z grupą zależności

$$\dot{r} = V_c [\cos \gamma_c \cos \varepsilon \cos(\sigma - \chi_c) + \sin \gamma_c \sin \varepsilon] - -V [\cos \gamma_p \cos \varepsilon \cos(\sigma - \chi_p) + \sin \gamma_p \sin \varepsilon] - V[\cos \gamma_p \cos \varepsilon \cos(\sigma - \chi_c) - \sin \gamma_c \cos \varepsilon] - V[\cos \gamma_p \sin \varepsilon \cos(\sigma - \chi_p) - \sin \gamma_p \cos \varepsilon] - V[\cos \gamma_p \sin \varepsilon \cos(\sigma - \chi_p) - \sin \gamma_p \cos \varepsilon] - r\dot{\sigma} \cos \varepsilon = V_c [\cos \gamma_c \sin(\sigma - \chi_c)] - V[\cos \gamma_p \sin(\sigma - \chi_p)]$$
(3.1)

gdzie: r – wzajemna odległość ppk i celu;  $\varepsilon$  – kąt pochylenia linii obserwacji celu;  $\sigma$  – kąt odchylenia linii obserwacji celu;  $V_c$  – prędkość celu;  $\gamma_p, \chi_p$  – odpowiednio pożądane kąty pochylenia i odchylenia wektora prędkości ppk;  $\gamma_c, \chi_c$  – odpowiednio kąt pochylenia i odchylenia wektora prędkości celu.

Równania dynamiki lotu ppk w postaci uproszczonej przedstawiają się następująco

$$\begin{split} m\dot{V} &= P\cos\alpha\cos\beta - G\sin\gamma - m\lambda_X V^2 \\ mV\dot{\gamma} &= P\sin\alpha - G\cos\gamma + m\lambda_Y \alpha V^2 + Q_Y \\ mV\dot{\chi}\cos\gamma &= P\cos\alpha\sin\beta - m\lambda_Z \beta V^2 - (Q_Z + Z_{k1} + Z_{k2} + Z_{k3}) \\ \dot{\omega}_{\eta} &+ \left(\frac{J_{ok}}{J_k} - 1\right) \omega_{\xi} \omega_{\zeta} = -D_1 \frac{\beta}{L} V^2 - D_2 V \dot{\beta} - D_3 V \dot{\psi} + \\ &+ e \frac{Q_Z + Z_{k3}}{J_k} - f \frac{Z_{k1}}{J_k} \\ \dot{\omega}_{\zeta} &- \left(\frac{J_{ok}}{J_k} - 1\right) \omega_{\xi} \omega_{\eta} = -D_1 \frac{\alpha}{L} V^2 - D_2 V \dot{\alpha} - D_3 V \dot{\psi} + e \frac{Q_Y}{J_k} \\ \omega_{\xi} &= \dot{\psi} \sin\vartheta \qquad \omega_{\eta} = \dot{\psi} \cos\vartheta \qquad \omega_{\zeta} = \dot{\vartheta} \\ \alpha &= \vartheta - \gamma \qquad \dot{\alpha} = \dot{\vartheta} - \dot{\chi} \end{split}$$
(3.2)

gdzie: m – masa pocisku [kg]; g – przyspieszenie ziemskie [m/s<sup>2</sup>];  $\lambda_X, \lambda_Y, \lambda_Z$  – względne współczynniki sił aerodynamicznych [1/m];  $D_i = C_i L/J_k$  [1/m],  $C_1$  – współczynniki momentów siły nośnej i znoszenia,  $C_2$  i  $C_3$  – współczynniki momentów tłumienia;  $J_{ok}, J_k$  – momenty bezwładności ppk względem osi podłużnej i poprzecznej[kg m<sup>2</sup>]; L – długość korpusu pocisku [m];  $Q_y, Q_z$  – siły sterujące [N]; e – odległość środka masy pocisku od siły sterującej [m]; f – odległość środka masy pocisku od skrzydła [m];  $\vartheta, \psi$  – odpowiednio kąt pochylenia i odchylenia pocisku.

Do sterowania lotem pocisku został przyjęty klasyczny regulator PID. Na potrzeby symulacji cyfrowych założono, że wyznaczone sygnały sterujące bezpośrednio odpowiadają siłom sterującym  $Q_y$  i  $Q_z$ 

$$Q_{y} = k_{y1}e_{y} + k_{y2}\frac{de_{y}}{dt} + k_{y3}\int_{t_{0}}^{t_{k}}e_{y} dt + h_{y1}f_{y} + h_{y2}\frac{df_{y}}{dt} + h_{y3}\int_{t_{0}}^{t_{k}}f_{y} dt$$

$$Q_{z} = k_{z1}e_{z} + k_{z2}\frac{de_{z}}{dt} + k_{z3}\int_{t_{0}}^{t_{k}}e_{z} dt + h_{z1}f_{z} + h_{z2}\frac{df_{z}}{dt} + h_{z3}\int_{t_{0}}^{t_{k}}f_{z} dt \qquad (3.3)$$

$$e_{y} = \gamma_{p} - \gamma \qquad e_{z} = \chi_{p} - \chi$$

$$f_{y} = y - y_{P} \qquad f_{z} = z - z_{P}$$

gdzie:  $e_y, e_z, f_y, f_z$  – uchyby sterowania; y, z – odpowiednio pożądane współrzędne wysokości i kierunku lotu ppk [m];  $y_P, z_P$  – odpowiednio rzeczywisty pułap i współrzędna kierunku lotu ppk [m];  $k_{y1}, k_{y2}, k_{y3}, k_{z1}, k_{z2}, k_{z3}, h_{y1}, h_{y2}, h_{y3}, h_{z1}, h_{z2}, h_{z3}$  – współczynniki wzmocnień członów regulatora.

#### 4. Algorytm naprowadzania

W niniejszej pracy rozważany jest wariant ataku, w którym przeciwpancerny pocisk kierowany [6], [7] krótkiego zasięgu atakuje cel z lotem programowym realizowanym po krzywych wielomianowych i ustalonym powyżej celu, z tym, że w ostatniej fazie ze względu na poruszający się cel realizowane jest samonaprowadzanie. Schemat takiego rozwiązania przedstawia rys. 3. Z chęci zachowania czytelności rysunku przedstawiony został widok tylko w płaszczyźnie pionowej.



Rys. 3. Schemat ideowy ataku przeciwpancernego pocisku kierowanego wzdłuż kierunku linii obserwacji celu (LOC) z lotem programowym ustalonym na pewnej wysokości nad celem w płaszczyźnie pionowej

W końcowej fazie ppk porusza się po krzywej wielomianowej tak, aby przelatywał nad celem i atakował jego górną powierzchnię, np. przy użyciu głowicy kumulacyjnej (rys. 4).



Rys. 4. Końcowy etap ataku ppk

Programowy tor lotu przeciwpancernego pocisku rakietowego jest określony za pomocą krzywych trzeciego stopnia odpowiednio dla płaszczyzny poziomej i pionowej [5]

$$y = a_{xy}x^{3} + b_{xy}x^{2} + c_{xy}x + d_{xy}$$
  
$$z = a_{xz}x^{3} + b_{xz}x^{2} + c_{xz}x + d_{xz}$$
(4.1)

Programowe kąty lotu pocisku  $\gamma_p$ i $\chi_p$  (kąty sterowania) określone są zależnościami

$$\gamma_p = \operatorname{arctg} \left( 3a_{xy}x^2 + 2b_{xy}x + c_{xy} \right)$$
  

$$\chi_p = \operatorname{arctg} \left( 3a_{xz}x^2 + 2b_{xz}x + c_{xz} \right)$$
(4.2)

Poszczególne fragmenty krzywych toru lotu obliczane są na podstawie współrzędnych, a także kątów sterowania na początku i końcu tych krzywych w obu płaszczyznach

$$(x_0, y_0, \gamma_0) \qquad (x_k, y_k, \gamma_k) \qquad (x_0, z_0, \chi_0) \qquad (x_k, z_k, \chi_k) \qquad (4.3)$$

Wartości tych współrzędnych i kątów sterowania determinowane są punktami, które pocisk musi osiągnąć w trakcie lotu (np. w celu ominięcia przeszkód terenowych). Współrzędne tych punktów określane są przed wystrzeleniem ppk.

Współczynniki a, b, c i d z zależności (4.1) i (4.2) niezbędne do określenia krzywych wielomianowych trzeciego stopnia obliczone zostały z poniższych układów równań macierzowych

$$\begin{bmatrix} x_{0}^{3} & x_{0}^{2} & x_{0} & 1 \\ 3x_{0}^{2} & 2x_{0} & 1 & 0 \\ x_{k}^{3} & x_{k}^{2} & x_{k} & 1 \\ 3x_{k}^{2} & 2x_{k} & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{xy} \\ b_{xy} \\ c_{xy} \\ d_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_{0} \\ tg \gamma_{0} \\ y_{k} \\ tg \gamma_{k} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} x_{0}^{3} & x_{0}^{2} & x_{0} & 1 \\ 3x_{0}^{2} & 2x_{0} & 1 & 0 \\ x_{k}^{3} & x_{k}^{2} & x_{k} & 1 \\ 3x_{k}^{2} & 2x_{k} & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{xz} \\ b_{xz} \\ c_{xz} \\ d_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} z_{0} \\ tg \chi_{0} \\ z_{k} \\ tg \chi_{k} \end{bmatrix}$$

$$(4.4)$$

Współczynniki te przedstawiają się następująco

$$a_{xy} = \frac{2y_k - 2y_0 + (x_0 - x_k)(\lg \gamma_k + \lg \gamma_0)}{x_k - x_0}$$

$$b_{xy} = \frac{\lg \gamma_0 - \lg \gamma_k - (3x_0^2 - 3x_k^2)a_{xy}}{2x_0 - 2x_k}$$

$$c_{xy} = \lg \gamma_k - 3x_k^2 a_{xy} - 2x_k b_{xy}$$

$$d_{xy} = y_k - x_k^3 a_{xy} - x_k^2 b_{xy} - x_k c_{xy}$$

$$a_{xz} = \frac{2z_k - 2z_0 + (x_0 - x_k)(\lg \chi_k + \lg \chi_0)}{x_k - x_0}$$

$$b_{xz} = \frac{\lg \chi_0 - \lg \chi_k - (3x_0^2 - 3x_k^2)a_{xz}}{2x_0 - 2x_k}$$

$$c_{xz} = \lg \chi_k - 3x_k^2 a_{xz} - 2x_k b_{xz}$$

$$d_{xz} = z_k - x_k^3 a_{xz} - x_k^2 b_{xz} - x_k c_{xz}$$
(4.5)

## 5. Wyniki symulacji cyfrowych

Symulacje przeprowadzone zostały dla kilku przypadków lotu hipotetycznego przeciwpancernego pocisku rakietowego, którego model matematyczny i równania dynamiki lotu przedstawione są w punkcie trzecim. Charakterystyki geometryczne i masowe przyjęte dla pocisku rakietowego wynoszą: m = 12.9 kg; L = 1 m; e = f = 0.45 m;  $J_k = 1.53 \text{ kg m}^2$ ;  $J_{ok} = 0.0324 \text{ kg m}^2$ ;  $D_1 = 0.081 \text{ 1/m}$ ;  $D_2 = 0.0821 \text{ 1/m}$ ;  $D_3 = 0.00041 \text{ 1/m}$ ;  $\lambda_x = 0.000171 \text{ 1/m}$ ;  $\lambda_y = \lambda_z = 0.051 \text{ 1/m}$ ; d = 0.12 m – średnica pocisku (kaliber). Ciąg silnika rakietowego ppk jest następujący: P = 3500 N dla czasu lotu t < 0.5 s i P = 400 N dla czasu lotu t > 0.5 s. Do obliczeń przyjęto, że cel jest ruchomy i porusza się z prędkością  $V_c = 30 \text{ m/s}$ , a jego początkowe położenie wynosi:  $x_{c0} = 2000 \text{ m}$ ,  $y_{c0} = 2 \text{ m}$ . Trzecia współrzędna początkowa  $z_{c0}$  uzależniona jest

od aktualnie rozpatrywanego poniżej w punktach 5.1-5.5 przypadku lotu ppk (tabela 1 i 2). Przyjęto również, że na lecącą rakietę działa chwilowo zakłócenie w postaci silnych podmuchów bocznego wiatru o prędkości  $V_w = 18 \text{ m/s}$ .

## 5.1. Przypadek 1

Założone tu zostało, że na przeciwpancerny pocisk kierowany działa boczny wiatr między drugą a piątą sekundą lotu. Sterowanie pociskiem w płaszczyźnie poziomej jest wyłączone:  $Q_Z = 0$ . Cel poruszał się w płaszczyźnie pionowej:  $\chi_c = 0$ . Współrzędne punktów, które pocisk musi osiągnąć w czasie lotu (ostatni punkt jest początkowym położeniem celu) przedstawia tabela 1.

**Tabela 1.** Współrzędne punktów (przeszkód terenowych), które musi osiągnąć pp<br/>k w czasie swojego lotu

Nr punktu	x [m]	y [m]	z [m]
1	100	4	0
2	400	2	0
3	700	5	0
4	1000	10	0
5	1400	5	0
6	2000	2	0

Na rys. 5-8 przedstawione są wyniki symulacji dla przypadku 1.



Rys. 5. Programowy i realizowany tor lotu ppk i tor ruchu celu w płaszczyźnie pionowej z lewej i w płaszczyźnie poziomej z prawej



Rys. 6. Programowy i realizowany kąt lotu ppk w funkcji czasu – płaszczyzna pionowa z lewej i płaszczyzna pozioma z prawej



Rys. 7. Z lewej kąt pochylenia LOC, z prawej kąt odchylenia LOC w funkcji czasu



Rys. 8. Z lewej siły sterujące lotem ppk, z prawej przeciążenie działające na ppk w funkcji czasu

#### 5.2. Przypadek 2

Podczas analizy tego przypadku przejęte zostało założenie, że na przeciwpancerny pocisk kierowany działa identyczny wiatr jak w przypadku 1, ale sterowanie w płaszczyźnie poziomej jest włączone:  $Q_Z \neq 0$ . Cel także porusza się w płaszczyźnie pionowej, a współrzędne punktów, które musi osiągnąć pocisk podczas lotu zawarte są tabeli 1. Na rys. 9-12 przedstawione są wyniki symulacji dla przypadku 2.



Rys. 9. Programowy i realizowany tor lotu ppk i tor ruchu celu w płaszczyźnie pionowej z lewej i w płaszczyźnie poziomej z prawej



Rys. 10. Programowy i realizowany kąt lotu ppk w funkcji czasu – płaszczyzna pionowa z lewej i płaszczyzna pozioma z prawej



Rys. 11. Z lewej kąt pochylenia LOC, z prawej kąt odchylenia LOC w funkcji czasu



#### 5.3. Przypadek 3

W tym przypadku zostało założone, że na ppk działa boczny wiatr między trzecią a dziesiątą sekundą, czyli przez większość czasu lotu. Sterowanie pociskiem w płaszczyźnie poziomej jest wyłączone:  $Q_Z = 0$ . Cel porusza się w płaszczyźnie pionowej. Współrzędne punktów, które pocisk musi osiągnąć w czasie zawarte są w tabeli 1. Rysunki 13-16 przedstawiają wyniki symulacji dla tego przypadku.



Rys. 13. Programowy i realizowany tor lotu ppk i tor ruchu celu w płaszczyźnie pionowej z lewej i w płaszczyźnie poziomej z prawej



pionowa z lewej i płaszczyzna pozioma z prawej



Rys. 15. Z lewej kąt pochylenia LOC, z prawej kąt odchylenia LOC w funkcji czasu



Rys. 16. Z lewej siły sterujące lotem ppk, z prawej przeciążenie działające na ppk w funkcji czasu

#### 5.4. Przypadek 4

Tutaj analizę przeprowadzono, przy działaniu wiatru identycznym jak w przypadku 3 przy włączonym sterowaniu w płaszczyźnie poziomej:  $Q_Z \neq 0$ . Cel porusza się w płaszczyźnie pionowej, współrzędne punktów, które musi osiągnąć pocisk podczas lotu zawarte są tabeli 1. Na rys. 17-20 przedstawione są wyniki symulacji dla tego przypadku.



Rys. 17. Programowy i realizowany tor lotu ppk i tor ruchu celu w płaszczyźnie pionowej z lewej i w płaszczyźnie poziomej z prawej



Rys. 18. Programowy i realizowany kąt lotu ppk w funkcji czasu – płaszczyzna pionowa z lewej i płaszczyzna pozioma z prawej



Rys. 19. Z lewej kąt pochylenia LOC, z prawej kąt odchylenia LOC w funkcji czasu



Rys. 20. Z lewej siły sterujące lotem ppk, z prawej przeciążenie działające na ppk w funkcji czasu

#### 5.5. Przypadek 5

W tym przypadku wiatr oddziaływał między trzecią a dziesiątą sekundą lotu przy włączonym sterowaniu w płaszczyźnie poziomej. Cel porusza się pod kątem  $\chi_c = 60 \text{ deg}$ , współrzędne punktów, które musi osiągnąć pocisk podczas lotu zawarte są tabeli 2. Na rys. 21-24 przedstawione są wyniki symulacji dla tego przypadku.

**Tabela 2.** Współrzędne punktów (przeszkód terenowych), które musi osiągnąć ppk w czasie lotu – przypadek 5

Nr punktu	<i>x</i> [m]	y [m]	z [m]
1	100	4	-2
2	400	2	-10
3	700	5	-10
4	1000	10	-20
5	1400	5	-25
6	2000	2	-25



Rys. 21. Programowy i realizowany tor lotu ppk i tor ruchu celu w płaszczyźnie pionowej z lewej i w płaszczyźnie poziomej z prawej



Rys. 22. Programowy i realizowany kąt lotu ppk w funkcji czasu – płaszczyzna pionowa z lewej i płaszczyzna pozioma z prawej



Rys. 23. Z lewej kąt pochylenia LOC, z prawej kąt odchylenia LOC w funkcji czasu



Rys. 24. Z lewej siły sterujące lotem ppk, z prawej przeciążenie działające na ppk w funkcji czasu

#### 6. Podsumowanie

Z przeprowadzonych badań symulacyjnych wpływu zakłóceń poziomych na lot przeciwpancernego pocisku kierowanego wynika, że zastosowana metoda kompensacji znoszenia pocisku z pożądanego toru lotu dobrze spełnia swoje zadanie. W przypadkach 1 i 3, gdzie wyłączone było sterowanie poziome, realizowany lot pocisku znacznie odbiegał od pożądanego i nie trafiał on w cel. Po włączeniu sterownia (przypadki 4 i 5) odchylenia od pożądanego toru lotu osiągały małe wartości, a błąd trafienia był niewielki. Także końcowy uchyb sterowania wyrażony za pomocą poziomych kątów lotu rakiety  $\chi$  osiągnął niewielkie wartości. Próba powrotu pocisku rakietowego na właściwą trajektorię lotu po zakończeniu działania zakłóceń odbywała się płynnie. W przypadkach 1-4 siły sterujące są niewielkie. Jedynie w przypadku 5 osiągnęły one miejscami wartości rzędu 400 N. We wszystkich przypadkach wykresy pokazujące płaszczyznę pionową są niemal identyczne – różnice wyraźnie widoczne są w płaszczyźnie x-z. Wartości przeciążeń działających na pocisk są także akceptowalne. W przyszłości warto przeprowadzić analize wpływu działania wiatru na ppk z wykorzystaniem dokładniejszego modelu działających zakłóceń.

## **Bibliografia**

- GAPIŃSKI D., KORUBA Z., KRZYSZTOFIK I., 2014, The model of dynamics and control of modified optical scanning seeker in anti-aircraft rocket missile, *Mechanical Systems and Signal Processing*, 45, 2, 433-447, ISSN 0888-3270
- ŁANECKA-MAKARUK W., ŁUCJANEK W., 1966, Mechanika lotu; Szkolenie szybowcowe, WKŁ, Warszawa
- KORUBA Z., OSIECKI J.W., 2006, Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, ISBN 83-88906-17-8
- KORUBA Z., OSIECKI J.W., 1999, Budowa, dynamika i nawigacja pocisków rakietowych bliskiego zasięgu, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, skrypt nr 348, ISSN 0239-6386
- 5. KORUBA Z., NOCOŃ Ł., 2012, Wybrane algorytmy automatycznego naprowadzania przeciwpancernego pocisku rakietowego atakującego cel z górnego pułapu, *Pomiary Automatyka Robotyka*, **2**
- HARRIS J., SLEGERS N., 2009, Performance of a fire-and-forget anti-tank missile with a damaged wing, *Mathematical and Computer Modelling*, 50, 1/2, 292305
- EVANS D.M., 1990, The direct-fire anti-armour capability of UK land forces, Intern. Defense Review, 7, 739-742
- 8. http://www.mycity-military.com/Artiljerija-municija-i-protivoklopnasredstva/Malutka-jedna-i-jedina\_7.html
- 9. http://en.valka.cz/viewtopic.php/t/96502

#### The analysis of anti-tank rocket dynamics including external disturbances

#### Abstract

The paper considers the problem of the external disturbances acting on an antitank rocket (anti-tank guided missile – ATGM) and having the direct influence on the ATGM control effectiveness during its flight. These disturbances will be modelled as a gust of wind. The model of disturbance will include the continuous load distribution on the whole side surface of the rocket body. Different variants of occurring disturbances in the shape of side gust of wind and the ATGM reactions to them will be presented. Starting from showing the consequences of ignoring the disturbances, when ATGM does not correct the flight path induced by them, the paper ends up with a curvilinear flight of the ATGM toward the target, while the occurring disturbance is strong, but simultaneously its influence is compensated by control algorithm. The results of digital simulation will be presented in graphical form.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVI 2014

# BADANIA W LOCIE SYSTEMU WIELOLUFOWYCH KARABINÓW MASZYNOWYCH ZABUDOWANYCH NA POKŁADZIE ŚMIGŁOWCA

Grzegorz Bęczkowski, Jarosław Krzonkalla, Maj Mordzonek, Stanisław Rymaszewski, Franciszek Zgrzywa

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: grzegorz.beczkowski@itwl.pl; jaroslaw.krzonkalla@itwl.pl

> Przedmiotem artykułu są badania systemu wielolufowych karabinów maszynowych zabudowanych na śmigłowcu. Opisywany system uzbrojenia składa się z trzech 7,62 mm wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych M-134G zabudowanych na zaprojektowanych ramach stanowisk strzeleckich umiejscowionych w luku awaryjnym okna, drzwiach bocznych oraz drzwiach tylnych kabiny transportowej śmigłowca Mi-17-1V. W artykule przedstawiono podstawowe parametry taktycznotechniczne wielolufowego karabinu M-134G oraz szczegółowe umiejscowienie i wyposażenie stanowisk strzeleckich. Następnie omówiono przyjęty zakres oraz rzeczywisty przebieg badań rozważanego systemu. Badano i oceniono między innymi niezawodność systemu, wpływ jego pracy na działanie pozostałych systemów pokładowych i odwrotnie oraz efektywność ochrony śmigłowca. Na zakończenie przedstawiono wyniki przeprowadzonych badań systemu oraz jego zgodności z *Założeniami Taktyczno-Technicznymi*.

## 1. Wstęp

System wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych M-134G zgodnie z założeniami i zamówieniem użytkownika, został zabudowany na pokładzie śmigłowca Mi-17-1V.

Głównym celem zabudowy systemu wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych na pokładzie śmigłowca była poprawa jego ochrony podczas wykonywania misji bojowych.

# 2. Cel badań

Celem przeprowadzonych badań były:

- sprawdzenie i ocena
  - poprawności wykonanej zabudowy karabinów wielolufowych na pokładzie śmigłowca,
  - spełnienia wymagań WZTT na 7,62 mm Wielolufowy Pokładowy Karabin Maszynowy (7,62 mm WPKM) wraz z Przystosowaniem Śmigłowców Mi-17 do Użytkowania 7,62 WPKM,
  - ocena wpływu pracy zabudowanego systemu na pracę innych systemów śmigłowca, w szczególności systemu awionicznego oraz instalacji energetycznej i odwrotnie;
- potwierdzenie bezpieczeństwa użytkowania śmigłowca z zabudowanym systemem.

# 3. Czas i miejsce badań

Miejsce badań naziemnych	_	Wojskowe Zakłady Lotnicze nr 1 S.A.
		w Łodzi.
Czas trwania badań naziemnych	_	8.04.2013 r. do 27.04.2013 r.
Miejsce badań w locie	_	21 CPL Nadarzyce.
Czas trwania badań w locie	_	6.05.2013 r. do 9.05.2013 r.

## 4. Konfiguracja systemu

W skład stanowiska strzeleckiego do 7,62 mm WPKM umieszczonego w drzwiach bocznych kabiny ładunkowej oraz luku awaryjnym okna wchodzą:

- 1 rama stanowiska strzeleckiego,
- 2 stelaż stanowiska pod skrzynki amunicyjne i akumulator,
- 3 pulpit sterowania i zasilania z sieci pokładowej,
- 4 wiązki przewodów elektrycznych,
- 5 7,62 mm wielolufowy pokładowy karabin maszynowy M-134G w n/w ukompletowaniu: jarzmo, ramię pionowe, standardowe gniazdo wyrzutnika łusek i ogniw, rękaw odprowadzania łusek i ogniw, rękaw taśmy amunicyjnej, 2 skrzynki amunicyjne o pojemności 3200 i 2000 sztuk amunicji, skrzynka z akumulatorami, wiązka elektryczna zasilania karabinu.

Ponadto dla stanowiska strzeleckiego umieszczonego w tylnej części kabiny ładunkowej śmigłowca, przewidziano płytę pancerną dla zapewnienia bezpieczeństwa personelu oraz siedzenie dla strzelca.

## 5. Budowa karabinu M-134G

Wielolufowy pokładowy karabin maszynowy 7,62 mm M-134G jest karabinem napędzanym elektrycznie bazującym na zasadzie działania broni typu Gatling. Zbudowany jest z następujących podzespołów (rys. 1):

- kołyska,
- zespół luf (6 szt.),
- obejma luf tłumik ognia,
- zespół komór zamkowych,
- silnik elektryczny napędu,
- uchwyt kierowania pulpit sterowania,
- zespół dosyłacza,
- ramię pionowe,
- rękaw amunicyjny.



Rys. 1. Budowa karabinu M-134G

Zespół komór zamkowych stanowi podstawowy element WPKM M-134G. W zespole tym zabudowano:

- wirnik,
- zespół zamków zawierający sześć niezależnych zamków poruszających się osiowo względem wirnika,
- mocowanie zespołów zamków,
- zespół sprzęgła umożliwiający swobodny obrót wirnika.

W zespole luf umieszczono sześć luf spiętych obejmą utrzymującą lufy w zespole i spełniającą jednocześnie funkcję tłumika ognia.

Do napędu karabinu zastosowano silnik elektryczny zasilany z akumulatora napięciem stałym 24 V. Silnik elektryczny prądu stałego poprzez przekładnię redukcyjną zapewnia siłę mechaniczną wprawiającą mechanizmy M-134G w rotację.

Uchwyt kierowania ogniem, jako podstawowy interfejs pomiędzy karabinem i strzelcem, wraz z pulpitem sterowania umieszczony jest z tyłu karabinu. Służy do naprowadzania karabinu M-134G na cel oraz prowadzenia ognia poprzez wciśnięcie przycisków spustu na pulpicie sterowania. Pulpit sterowania kontroluje również opóźnieniem ładowania amunicji w celu wystrzelenia amunicji z komór karabinu po zwolnieniu przycisków spustu.

Zespół dosyłacza jest zabudowany od spodu zespołu komór zamkowych za pomocą trzpienia do szybkiego demontażu. Ma za zadanie przyjęcie amunicji z rękawa taśmy amunicyjnej, rozpięcie z taśmy amunicji i podanie jej na prowadnicę. Oddzielone ogniwa taśmy amunicyjnej są usuwane wraz z łuskami z broni przez przeznaczone do tego luki.

W skład zespołu mocowania WPKM M-134G wchodzi kołyska, ramię pionowe oraz czop mocowania. Kołyska broni umożliwia zmianę kąta ostrzału w pionie (w elewacji). Ramię pionowe stanowi główny wspornik WPKM M-134G i umożliwia zmianę kąta strzelania w poziomie (w azymucie).

Zespół zasilania w amunicję składa się ze skrzynki amunicyjnej, pokrywy z wyrównywaczem taśmy, silnika dosyłającego i rękawa taśmy amunicyjnej. Umożliwia on taśmie amunicyjnej z amunicją  $7,62 \times 51$  mm NATO na swobodny przesył ze skrzynki amunicyjnej do karabinu.

Na rys. 2 przedstawiono ułożenie taśmy amunicyjnej w skrzynce amunicyjnej, a na rys. 3 w rękawie taśmy doprowadzającej amunicję do karabinu.

Zgodnie z założeniami stanowiska strzeleckie zabudowano w kabinie transportowej:

- w drzwiach bocznych usytuowanych na lewej burcie śmigłowca,
- w tylnej części kabiny,
- w luku awaryjnym okna usytuowanym na prawej burcie śmigłowca.

Widok stanowisk przedstawiono na rys. 4, 5 i 6.



Rys. 2. Ułożenie taśmy amunicyjnej w skrzynce amunicyjnej



Rys. 3. Ułożenie taśmy amunicyjnej w rękawie doprowadzającym



Rys. 4. Widok stanowiska strzeleckiego usytuowanego w tylnej części kabiny ładunkowej śmigłowca



Rys. 5. Widok stanowiska strzeleckiego usytuowanego w drzwiach bocznych kabiny ładunkowej śmigłowca



Rys. 6. Widok stanowiska strzeleckiego usytuowanego w luku awaryjnym okna kabiny ładunkowej śmigłowca

# 6. Specyfikacja wielolufowego pokładowego karabinu maszynowego 7,62 mm – M-134G

Specyfikację techniczną WPKM 7,62mm – M-134G przedstawiono w tabeli 1.
Kaliber	$7,62 \times 51 \text{ mm NATO}$
Długość całkowita	$33 \operatorname{cale} (838 \operatorname{mm})$
Długość lufy	$22 \operatorname{cale} (559 \operatorname{mm})$
Masa własna karabinu	$34 \mathrm{lbs}\ (15,\!44 \mathrm{kg})$
Całkowita masa systemu	62  lbs  (28, 15  kg)
Zasięg skuteczny	ok. 914 m (1000 yrd)
Sposób prowadzenia ognia	tylko ogień ciągły
Siła odrzutu	$3000  {\rm strz./min} - 889.6  {\rm N}   (91  {\rm kG})$
	$3200{ m strz./min} - 1045, 3{ m N}(106,7{ m kG})$
	4000  strz./min - 1423, 4  N  (145, 3  kG)
Czas rozpędzenia zespołu luf	$0.5\mathrm{s}$
Czas wyhamowania zespołu luf	$0,4\mathrm{s}$
Szybkostrzelność teoretyczna	regulowana: 3000 strz./min,
	$3200 \operatorname{strz./min}, 4000 \operatorname{strz./min}$
Zasilanie	prąd stały: $24 V$ , $39 A$
Sposób działania	broń napędowa, zasilanie elektryczne

#### Tabela 1

### 7. Badania naziemne

Celem badań naziemnych było:

- Sprawdzenie i ocena dokumentacji konstrukcyjnej i eksploatacyjnej.
- Sprawdzenie zgodności ukompletowania śmigłowca z wymaganiami WZTT i dokumentacją konstrukcyjną.
- Sprawdzenie zabudowy stanowiska strzeleckiego w lewych drzwiach bocznych kabiny transportowej.
- Sprawdzenie zabudowy stanowiska strzeleckiego w tylnej części kabiny transportowej.
- Sprawdzenie zabudowy stanowiska strzeleckiego w luku awaryjnym okna kabiny transportowej.
- Sprawdzenie masy śmigłowca oraz ocena położenia środka masy śmigłowca Mi-17-1V bez tylnych drzwi kabiny transportowej z zabudowanymi wielolufowymi pokładowymi karabinami maszynowymi.
- Ocena wpływu pracy zabudowanego systemu na pracę innych systemów śmigłowca, w szczególności systemu awionicznego oraz instalacji energe-tycznej i odwrotnie.

- $\bullet$  Ocena dostosowania zabudowanego na śmigłowcu Mi-17-1V systemu WPKM 7,62 mm do NVG.
- Sprawdzenie czasu montażu i demontażu stanowisk strzeleckich.
- Sprawdzenie sektorów ostrzału ze stanowisk strzeleckich.

Pozytywne wyniki przeprowadzonych badań naziemnych, stanowiły podstawę do przeprowadzenia badań w locie.

### 8. Badania w locie

Podczas badań w locie śmigłowca Mi-17-1V nr 6106 wykonano czternaście lotów próbnych doświadczalnych. Loty realizowano na poligonie lotniczym Nadarzyce. Podczas lotów wykonywano strzelania do wystawionych celów:

- pojedynczo z każdego stanowiska,
- z dwóch stanowisk jednocześnie w różnych konfiguracjach (prawe-lewe, lewe-tylne, prawe-tylne),
- z trzech stanowisk jednocześnie.

Na rys. 7, 8 i 9 przedstawiono przykłady realizacji badań w locie.



Rys. 7. Przebieg badań w locie (strzelanie z tylnego stanowiska kabiny transportowej)

W zrealizowanych lotach dokonano:

• Oceny bezpieczeństwa eksploatacji systemu wielolufowych karabinów maszynowych.



Rys. 8. Przebieg badań w locie (strzelanie ze stanowiska w drzwiach bocznych kabiny transportowej)



Rys. 9. Przebieg badań w locie (równoczesne strzelanie ze wszystkich stanowisk kabiny transportowej)

- Oceny wpływu pracy zabudowanego systemu na pracę innych systemów śmigłowca, w szczególności systemu awionicznego oraz instalacji energe-tycznej i odwrotnie.
- $\bullet$  Oceny dostosowania zabudowanego na śmigłowcu Mi-17-1V systemu WPKM 7,62 mm do NVG.
- Sprawdzenia sektorów ostrzału ze stanowisk strzeleckich.

## 9. Wnioski

W wyniku przeprowadzonych badań stwierdzono, że:

- Stanowiska strzeleckie zabudowane w kabinie transportowej mają prawidłowo ustawione sektory ostrzału WPKM 7,62 mm, które zapobiegają przypadkowemu przestrzeleniu części śmigłowca.
- Skrzynki amunicyjne z załadowanymi taśmami amunicyjnymi są przymocowane stabilnie do elementów śmigłowca.
- Wyniki badań potwierdziły skuteczność i celowość zabudowy w śmigłowcu Mi-17-1V stanowisk strzeleckich w kabinie transportowej. Wniesione zmiany do konstrukcji i wyposażenia śmigłowca Mi-17-1V poprawiły jego ochronę własną oraz walory operacyjne.
- Wyniki badań potwierdziły, że zabudowany system 7,62 mm wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych na pokładzie śmigłowca Mi-17-1V nr 6106 spełnił wymagania użytkownika zawarte we Wstępnych Założeniach Taktyczno-Technicznych na 7,62 mm wielolufowy pokładowy karabin maszynowy (7,62 mm WPKM) wraz z przystosowaniem śmigłowców Mi-17 do użytkowania 7,62 mm WPKM.
- Wyniki badań potwierdziły bezpieczeństwo użytkowania śmigłowca Mi-17-1V z zabudowanym systemem 7,62 mm wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych M-134G.
- Wystąpiły wahania wskazań wysokościomierza barometrycznego  $\pm 50 \,\mathrm{m}$  oraz szybkie drgania wskazówki prędkościomierza podczas prowadzenia ognia ze stanowisk strzeleckich zabudowanych w lewych drzwiach bocznych i w luku awaryjnym okna w przedziale kabiny transportowej, w kierunku wykonywania lotu. Powyższe zaburzenia wskazań zanikają po zaprzestaniu prowadzenia ognia i zdaniem załogi śmigłowca nie stanowią zagrożenia dla realizacji lotu.
- We wszystkich pozostałych przypadkach użytkowania systemu WPKM 7,62 mm M-134G nie stwierdzono negatywnego wpływu na pracę żadnych systemów śmigłowca.

# Bibliografia

 Praca zbiorowa, Program badań nr 2/36/2013. Przeprowadzenie badań naziemnych i w locie śmigłowca Mi-17-1V po zabudowie wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych na rzecz komisji badań typu. Badania naziemne i w locie, BT ITWL nr 3942/50, Warszawa 2013

- Praca zbiorowa, Programy lotów próbnych doświadczalnych śmigłowca Mi-17-1V do Programu badań nr 2/36/2013, Warszawa 2013.
- 3. Praca zbiorowa, Sprawozdanie nr 2/36/2013 z pracy pt. Przeprowadzenie badań naziemnych i w locie śmigłowca Mi-17-1V po zabudowie wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych na rzecz komisji badań typu. Badania naziemne i w locie, BT ITWL nr 7452/50, Warszawa 2013
- Śmigłowiec Mi-17. Opis techniczny i eksploatacja. Uzbrojenie, Sygn. Lot. 2845/89
- 5. Metodyka szkolenia bojowego. Cz. II. Zastosowanie bojowe, Lot. 2741/88

# Flight tests of multi-barreled machine gun system built on helicopters board

#### Abstract

This article presents tests of multi-barreled machine gun system built on helicopters board. Described weapon system consists of three 7,62 mm multi-barreled machine guns M-134G built on the architectural framework of shooting positions located in the emergency hatch window, the left-side door and the rear doors of transport space of helicopter Mi-17-1V. The article presents the basic tactical and technical parameters of the multi-barreled machine gun M-134G and detailed location and equipment of shooting positions. Secondly, the adopted range and the actual conduct of that system tests was discussed. Among other things, its reliability, the impact of his work on the operation of the other on-board systems and vice versa was rated. The effectiveness of the protection of the helicopter was analyzed too. The results of tests of that system are given in conclusion, in particular its compliance with the tactical and technical requirements to the system.

# Spis treści

ozdział I – Bezpieczeństwo lotów, stany awaryjne katastrofy lotnicze	3
<b>Błaszczyk J.</b> – Problemy wytrzymałościowe skrzydła samolotu w locie w momencie kontaktu z drzewem	5
Żurkowski S., Cichoń M. – Wpływ wysokiej temperatury otoczenia na bezpieczeństwo lotu – studium przypadku	35
<b>Jancelewicz B.</b> – Smoleńsk'2010 – uwagi o bezpośrednich przyczynach wypadku oraz ostatnich sekundach lotu samolotu Tu-154M 101	57
Kowaleczko G. – Wpływ wybranych charakterystyk aerodynamicznych na wyniki symulacji lotu samolotu w warunkach niesymetrii siły nośnej	75
Lipiec P., Lasek M. – Odtwarzanie trajektorii lotu samolotu na podstawie zapisów urządzeń rejestrujących	95
Lasek M., Con M. – Analiza numerycznego materiału brzozy w kontekście katastrofy lotu PLF 101 z dnia 10.04.2010	125
Żurkowski S. – Uwagi do dyskusji na temat przyczyn katastrofy samolotu Tu-154M w Smoleńsku	149
	ozdział I – Bezpieczeństwo lotów, stany awaryjne katastrofy lotnicze         Błaszczyk J. – Problemy wytrzymałościowe skrzydła samolotu w locie w momencie kontaktu z drzewem

Rozdział II –	- Niekonwencjonalne systemy startu	
i lądowania,	$wyrzutnie \ BSL, \ projekt \ GABRIEL$	159

Jeż M., Smykla I. – Badan	nia stosowalności	okrągłego	lotniska	
w ramach projektu "Endless	Runway"			161

$\mathbf{J}$ u	astrzębski G., Ułanowicz L. – Metody określania prędkości wózka wyrzutni startowej dla BSP (UAV)	171
<b>N</b> tז	Majka A. – Analiza możliwości poprawy charakterystyk ransportowych samolotu z systemem GABRIEL	183
N śt	M <b>ajka A.</b> – Minimalizacja niekorzystnego oddziaływania na rodowisko startu samolotu z systemem GABRIEL	199
$\mathbf{S}$	<b>ibilski K., Falkowski K., Olejnik A.</b> – Magnetyczny system tartu i lądowania statków powietrznych – projekt GABRIEL	215
<b>է</b> Տ <i>u</i>	adyżyńska-Kozdraś E., Falkowski K., ibilska-Mroziewicz A. – Model fizyczny wózka startowego vyrzutni samolotu bezzałogowego wykorzystującego efekt Meissnera .	231
Е В и	adyżyńska-Kozdraś E., Falkowski K., ibilska-Mroziewicz A. – Analiza drgań lewitującego wózka wrzutni magnetycznej	243
Roz syst J G d	dział III – Techniki obserwacji Ziemi, statki kosmiczne, cemy transportu lotniczego 2 Mordzonek M., Nowakowski M., Bryl M., Krzonkalla J., akielaszek Z., Kulpa K., Samczyński P., Malanowski M., Gromek D., Misurewicz J. – Samolotowy zasobnik badawczy la potrzeb obserwacji powierzchni Ziemi przez zastosowanie technik	251
Roz syst J d n	dział III – Techniki obserwacji Ziemi, statki kosmiczne, zemy transportu lotniczego 2 Mordzonek M., Nowakowski M., Bryl M., Krzonkalla J., akielaszek Z., Kulpa K., Samczyński P., Malanowski M., Gromek D., Misurewicz J. – Samolotowy zasobnik badawczy la potrzeb obserwacji powierzchni Ziemi przez zastosowanie technik nikrofalowych	<b>253</b>
Roz syst J C d n N E N t	dział III – Techniki obserwacji Ziemi, statki kosmiczne, temy transportu lotniczego 2 Mordzonek M., Nowakowski M., Bryl M., Krzonkalla J., akielaszek Z., Kulpa K., Samczyński P., Malanowski M., Gromek D., Misurewicz J. – Samolotowy zasobnik badawczy la potrzeb obserwacji powierzchni Ziemi przez zastosowanie technik nikrofalowych	253 263
Roz syst M J C d n N E M t c E K c u	dział III – Techniki obserwacji Ziemi, statki kosmiczne, kemy transportu lotniczego 2 Mordzonek M., Nowakowski M., Bryl M., Krzonkalla J., akielaszek Z., Kulpa K., Samczyński P., Malanowski M., Gromek D., Misurewicz J. – Samolotowy zasobnik badawczy la potrzeb obserwacji powierzchni Ziemi przez zastosowanie technik nikrofalowych	253 263 275

	Kaladriaiarul D. Kan amaia ambanyustania armalatán lakhish da	
	realizacji połączeń regionalnych	325
	Kachel S., Kozakiewicz A. – Model matematycznego	
	prognozowania rozwoju statku powietrznego	337
Re	ozdział IV – Symulatory lotnicze, dynamika	
i 1	modelowanie środków bojowych	347
	Brzozowska A., Paturski Z., Dul F. – Kluczowe zagadnienia projektowania symulatorów lotu	349
	<b>Szczepański C.</b> – Szkolenie lotnicze – symulatory – gry komputerowe – wzajemne zależności i oddziaływania	361
	<b>Dziopa Z., Nyckowski M.</b> – Estymacja warunków startu rakiety niesterowanej na podstawie wybranych charakterystyk dynamicznych układu wyrzutnia-samochód	379
	Gapiński D. – Wpływ zmiany ustawień zwierciadeł skanujących zaprojektowanej głowicy skanująco-śledzącej na dokładność wyznaczania położenia celu	393
	Gapiński D., Krzysztofik I. – Selekcja sygnałów odbieranych przez układ optoelektroniczny głowicy skanująco-śledzącej	401
	Nocoń Ł., Stefański K. – Analiza dynamiki lotu przeciwpancernego pocisku rakietowego z uwzględnieniem działania zewnętrznych	
	zakláceń	409