

ANALIZA METOD IDENTYFIKACJI SYMULACYJNYCH MODELI WIROPLATÓW

PRZEMYSŁAW BIBIK, JANUSZ NARKIEWICZ, MARTYNA ULINOWICZ, MARCIN ŻUGAJ

Politechnika Warszawska

Streszczenie

Estymacja parametrów modelu na podstawie odpowiedzi układu na wymuszenie nazywana jest identyfikacją.

W referacie omówiono proces identyfikacji oraz możliwości jego realizacji w odniesieniu do wiroplatów. Zwrócono uwagę na konieczność oceny wiarygodności uproszczeń nieliniowych, sprzężonych modeli ruchu wiroplatów, stosowanych często dla efektywnego estymowania parametrów modelu.

Omówiono metody identyfikacji w dziedzinie czasu: metodę najmniejszych kwadratów wraz z jej wybranymi odmianami oraz filtrację Kalmana i jej rozszerzenia.

Jako przykład przedstawiono metodę identyfikacji parametrów modelu śmigłowca bezzałogowego o napędzie elektrycznym T-Rex 600. Identyfikację przeprowadzono dla zawisu i obrotu wokół osi pionowej z różnymi prędkościami kątowymi. Identyfikowano liniowy model stacjonarny w dziedzinie częstotliwości.

1. WSTĘP

Identyfikacja modelu obiektu polega na wyznaczeniu wartości jego parametrów na podstawie wartości sygnałów wejściowych i wyjściowych otrzymanych w wyniku badań eksperymentalnych.

Aby zidentyfikować model obiektu należy:

- określić typ oraz strukturę modelu, w tym parametry, które będą identyfikowane,
- wybrać metodę/algorytm estymacji parametrów modelu,
- zaplanować eksperyment identyfikacyjny, a więc wybrać sygnały wejściowe i wyjściowe oraz zakresy ich zmian,
- przeprowadzić eksperyment identyfikacyjny,
- obliczyć wartości identyfikowanych parametrów wykorzystując wybraną metodę estymacji parametrów modelu.

Niekiedy, po wykonaniu analizy otrzymanych wyników, konieczne jest powtórzenie całego lub części procesu identyfikacji.

Parametry modelu mogą być obliczane na bieżąco, w trakcie eksperymentu identyfikacyjnego lub w czasie działania układu (jest to identyfikacja on-line) lub gromadzone w układzie rejestracji i przetwarzane po zakończeniu eksperymentu (jest to identyfikacja off-line).

Metody identyfikacji stosowane w lotnictwie mogą dotyczyć modeli różnych obiektów wśród których można wyróżnić dwie grupy modeli opisujące [6]:

- a) ruch (mechanikę lotu) statku powietrznego,
- b) działanie systemów pokładowych lub ich podzespołów.

Identyfikacja pierwszej grupy obiektów jest zadaniem specyficznym dla lotnictwa.

Modele stosowane w mechanice lotu wiroplątów różnią się od modeli stałopłatów przede wszystkim występowaniem obciążeń niestacjonarnych, zazwyczaj okresowych, wynikających z obrotu powierzchni nośnych. Charakterystyczna dla wiroplątów niestacjonarność obciążeń wpływa na postać modelu, a także na charakter zaburzenia czujników pomiarowych stosowanych w eksperymentach identyfikacyjnych [7].

W przypadku identyfikacji modeli śmigłowców, konieczne jest wykorzystanie pełnych równań ruchu obiektu. Śmigłowiec jest obiektem posiadającym 6 sterowanych stopni swobody: trzy opisują położenie przestrzenne w postaci współrzędnych przemieszczeń, a trzy opisują orientację przestrzenną zazwyczaj jako kąty przechylenia ϑ , pochylenia θ i odchylenia ψ . Model matematyczny ruchu śmigłowca jest silnie nieliniowy, a większość charakterystycznych ruchów ma charakter sprzężony wiążąc ze sobą różne stopnie swobody śmigłowca.

Dla celów identyfikacji parametrów masowych lub aerodynamicznych stosowane są różnego rodzaju uproszczenia modelu, które mogą zostać użyte w wybranych stanach lotu (np. w zawisie, locie poziomym, autorotacji). W praktyce, w wielu przypadkach model nieliniowy jest linearyzowany.

Dążenie do opisu rozpatrywanych modeli w postaci liniowej wynika z faktu, iż metody matematyczne analizy własności modelu (w tym metody identyfikacji) mają dla modeli liniowych bardzo często ściśle uzasadnienie matematyczne i są efektywne numerycznie.

Większość metod identyfikacji polega na minimalizacji funkcji (funkcjonału) zawierających różnicę między sygnałami wyjściowymi z proponowanego modelu, a sygnałami wyjściowymi „rzeczywistymi”, pochodzącymi z eksperymentu identyfikacyjnego.

Najczęściej są to funkcje kwadratowe tak zdefiniowanego błędu modelowania.

2. METODY IDENTYFIKACJI

Metody identyfikacji dobiera się w zależności od celu identyfikacji, postaci modelu identyfikowanego obiektu, możliwości przeprowadzenia eksperymentu identyfikacyjnego.

Zazwyczaj do obliczenia identyfikowanych parametrów stosuje się metodę najmniejszych kwadratów błędu (ang. LS – Least Squares) i/lub jej odmiany.

Idea metod typu LS zostanie pokazana na przykładzie obiektu opisanego modelem liniowym o n wejściach $x = [x_1 \ x_2 \ \dots \ x_n]$ i jednym wyjściu y_M oraz parametrach identyfikowanych $\theta = [\theta_1 \ \theta_2 \ \dots \ \theta_n]$:

$$y_M = x\theta . \quad (1)$$

Wykorzystując N pomiarów sygnałów wejściowych i wyjściowych wykonanych na badanym obiekcie, równanie 1 można zapisać w postaci macierzowej:

$$y_M = X\theta , \quad (2)$$

gdzie:

$y_M = [y_M(1) \ y_M(2) \ \dots \ y_M(N)]^T$ – wektor sygnałów wyjściowych modelu,

$$X = \begin{bmatrix} x_1(1) & x_2(1) & \dots & x_n(1) \\ x_1(2) & x_2(2) & \dots & x_n(2) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ x_1(N) & x_2(N) & \dots & x_n(N) \end{bmatrix} - \text{macierz złożona z wektorów sygnałów wejściowych dla kolejnych pomiarów od 1 do } N, (N \geq n).$$

Błąd modelu identyfikowanego obiektu wynosi:

$$\varepsilon = y - y_M \Rightarrow \varepsilon = y - X\theta, \quad (3)$$

gdzie:

$\varepsilon = [\varepsilon(1) \ \varepsilon(2) \ \dots \ \varepsilon(N)]^T$ - wektor błędów modelu dla danych z pomiarów od 1 do N ,

$y = [y(1) \ y(2) \ \dots \ y(N)]^T$ - wektor sygnałów wyjściowych otrzymanych w wyniku kolejnych pomiarów od 1 do N .

Funkcja minimalizowana w celu uzyskania wartości parametrów modelu identyfikowanego obiektu zwana również „funkcją celu” ma postać:

$$J(\theta) = \frac{1}{2} \varepsilon^T \varepsilon. \quad (4)$$

Po uwzględnieniu wcześniej zdefiniowanego błędu (Równanie 3), funkcja (4) może zostać zapisana jako:

$$J(\theta) = \frac{1}{2} (y - X\theta)^T (y - X\theta). \quad (5)$$

Aby obliczyć minimum funkcji celu względem identyfikowanych parametrów należy przyrównać do zera wartość pochodnych względem wszystkich identyfikowanych parametrów:

$$\frac{\partial J(\theta)}{\partial \theta} = -y^T X + \theta^T (X^T X) \wedge \frac{\partial J(\theta)}{\partial \theta} = 0 \quad (6)$$

$$\Rightarrow \theta^T (X^T X) = y^T X. \quad (7)$$

Następnie po transpozycji Równania 7 oraz przeniesieniu części wyrazów na prawą stronę równania, poszukiwane wartości parametrów wyznacza się bezpośrednio z (8):

$$\hat{\theta} = (X^T X)^{-1} X^T y. \quad (8)$$

Odmianami metody najmniejszych kwadratów są m.in. metoda ważonych kwadratów błędu (WLS - Weighted Least Squares), metoda zwyczajnych kwadratów błędu (OLS - Ordinary Least Squares), czy też metoda zupełnych kwadratów błędu (TLS - Total Least Squares).

Metoda WLS jest rozszerzeniem metody LS, przypisującym wagi różnym składowym błędowi modelu wagi te dobrane są do warunków eksperymentu identyfikacyjnego. Na przykład przyjmując mniejsze wartości współczynnika wagowego danym odpowiadającym chwili lotu, w której nastąpiło znaczące zaburzenie rozważanego stanu lotu, co można określić na podstawie wskazań urządzeń pokładowych, zapobiega się przed zupełnym odrzuceniem tych wartości, jako odbiegającym nadmiernie od oczekiwanych, jednocześnie uwzględniając ich wpływ na wynik obliczeń.

W metodzie ważonych najmniejszych kwadratów do ogólnej postaci LS dodano macierz wag W , co skutkuje minimalizacją funkcji celu o postaci:

$$J(\theta) = \frac{1}{2} \varepsilon^T W \varepsilon. \quad (9)$$

Po analogicznym do metody LS procesie uwzględnienia funkcji opisujących błęd modelu, następnie obliczenia gradientu oraz przyrównania go do zera, szacowane parametry otrzymywane są z zależności:

$$\hat{\theta} = (X^T W X)^{-1} X^T W y. \quad (10)$$

Metoda TLS, umożliwiającą poprawną estymację parametrów w przypadku zakłóceń w zmiennych niezależnych (x), uwzględniając je w modelu:

$$y_{M_TLS} = (X - M) \theta, \quad (11)$$

gdzie:

$$M = \begin{bmatrix} \mu_1(1) & \mu_2(1) & \dots & \mu_n(1) \\ \mu_1(2) & \mu_2(2) & \dots & \mu_n(2) \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \mu_1(N) & \mu_2(N) & \dots & \mu_n(N) \end{bmatrix} - \text{błędy, którymi obarczone są sygnały wejściowe.}$$

Pozostałe oznaczenia są analogiczne do używanych przy opisie metody LS.

Błąd modelu ε_{TLS} jest sformułowany w następujący sposób:

$$\varepsilon_{TLS} = y - y_{M_TLS} \Rightarrow \varepsilon_{TLS} = y - X\theta + M\theta. \quad (12)$$

Po przeniesieniu wszystkich wyrazów na jedną stronę oraz przegrupowaniu, powyższe równanie przyjmuje postać:

$$X\theta - y - M\theta + \varepsilon_{TLS} = 0, \quad (13)$$

$$[[X \ y] - [M \ \varepsilon_{TLS}]] \begin{bmatrix} \theta \\ -1 \end{bmatrix} = 0, \quad (14)$$

$$\begin{bmatrix} \tilde{X} - \tilde{\Delta} \\ -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ -1 \end{bmatrix} = 0, \quad (15)$$

gdzie:

$\tilde{X} = [X \ y]$ – połączona macierz z danymi o wymiarach $(N \times n + 1)$ i $N \geq (n + 1)$,

$\tilde{\Delta} = [M \ \varepsilon]$ – połączony wektor zakłóceń.

Macierz \tilde{X} w wyniku rozkładu wartości osobliwych, nazywanego także SVD (ang. Singular Value Decomposition), może zostać zapisana jako:

$$\tilde{X} = UGV^T, \quad (16)$$

gdzie:

$G = [\text{diag}(g_1, g_2, \dots, g_{n+1})]$ – macierz diagonalna o wymiarach $(n + 1 \times n + 1)$, nieujemna, złożona z wartości osobliwych macierzy \tilde{X} , takich że: $(g_1 \geq g_2 \geq \dots \geq g_{n+1})$,

U – macierz ortogonalna o wymiarach $(N \times n + 1)$, której kolumny są wektorami własnymi macierzy $\tilde{X}\tilde{X}^T$, $(\tilde{X}\tilde{X}^T = UGV^T VGU^T = UG^2U^T)$.

V – macierz ortogonalna o wymiarach $(n + 1 \times n + 1)$, której kolumny są wektorami własnymi macierzy $\tilde{X}^T \tilde{X}$, $(\tilde{X}^T \tilde{X} = VGU^T UGV^T = VG^2V^T)$.

Najmniejsza z wartości $(g_1, g_2, \dots, g_{n+1})$, którą jest wartość $n + 1$ odpowiada minimum funkcji celu. Rozwiązanie otrzymuje się wykorzystując odpowiadającą ostatniej kolumnie macierzy V , najmniejszą pojedynczą wartość:

$$\theta = -\frac{v}{\lambda}, \quad (17)$$

gdzie:

λ – ostatni element,

v – wektor pierwszych n elementów ostatniej kolumny macierzy V [5].

Powyższe metody nie są odporne na zakłócenia skorelowane. W takiej sytuacji lepiej sprawdza się metoda zmiennych instrumentalnych (IV-Instrumental Variables). W metodzie IV dodano zmienne instrumentalne, umożliwiające wyeliminowanie efektów zakłóceń skorelowanych. Parametry identyfikowanego modelu określone są na podstawie zależności:

$$\hat{\theta} = (Z^T X)^{-1} Z^T y, \quad (18)$$

gdzie:

Z – macierz zmiennych instrumentalnych.

Zmienne instrumentalne Z mogą silnie korelować ze zmiennymi niezależnymi x , ale nie mogą korelować z błędem modelu ε . Największą trudność w metodzie IV stanowi znalezienie odpowiedniego zbioru zmiennych instrumentalnych, spełniającego powyższy warunek [3].

W metodach najmniejszych kwadratów, przy prawidłowo zaprojektowanym eksperymencie identyfikacyjnym, im większa liczba pomiarów eksperymentu identyfikacyjnego, tym dokładniej identyfikowane są parametry modelu, a co za tym idzie, model rozważanego obiektu jest bliższy rzeczywistości (dyskusja).

W przypadku wiroplątów, charakterystyczne dla tego typu obiektów niestacjonarności obciążeń wpływają istotnie na zaburzenia sygnałów z elementów pomiarowych stosowanych w eksperymentach identyfikacyjnych. W metodzie OLS uzyskuje się poprawny model obiektu w przypadku, gdy spełnione są założenia o wartościach sygnałów wyjściowych y nie obciążonych błędami oraz sygnałach wejściowych o zaburzeniach opisanych rozkładem normalnym. Natomiast odmiana metody najmniejszych kwadratów, nazywana TLS rozwiązuje problem identyfikacyjny nawet w przypadku, gdy zarówno zmienne niezależne, jak i zmienne zależne są zaszumione [4].

Powyższe metody LS umożliwiają obliczenie wartości parametrów identyfikowanego modelu w przypadku, gdy sam proces identyfikacji prowadzony jest off-line, po przeprowadzeniu eksperymentu, podczas którego zebrano dane potrzebne do identyfikacji.

Jeżeli w trakcie lotu parametry modelu zmieniają się, parametry modelu powinny być identyfikowane w czasie rzeczywistym (identyfikacja on-line), czyli podczas trwania procesu np. podczas lotu śmigłowca. Przypadek taki ma miejsce m.in., gdy w metodzie sterowania wiropląta wykorzystywany jest jego model. Wtedy dane pomiarowe uzyskiwane na bieżąco, zawierają aktualne informacje o obiekcie i/lub stanie jego lotu i sterowaniu.

Identyfikacja on-line umożliwi ciągłe uściślanie parametrów modelu, tym samym bardziej dokładne sterowanie. W przypadku złożonych modeli obiektu, podstawowym ograniczeniem jest efektywne działanie algorytmu identyfikacyjnego w czasie rzeczywistym.

Jednym z rozwiązań tej trudności jest stosowanie tzw. metod rekurencyjnych wykorzystujących do uaktualnienia wartości parametrów modelu nadchodzące w kolejnych chwilach czasu nowe dane [6].

Algorytm rekurencyjnej metody najmniejszych kwadratów (RLS – Recursive Least Squares) prowadzi do zależności opisującej wartości identyfikowanych parametrów w danej chwili czasu $\hat{\theta}(k)$, uwzględniając wektor parametrów z poprzedniej chwili $\hat{\theta}(k-1)$ oraz nowe dane pomiarowe:

$$\hat{\theta}(k) = \hat{\theta}(k-1) + K(k) \left[y(k) - x^T(k) \hat{\theta}(k-1) \right], \quad (19)$$

gdzie:

$$K(k) = \frac{P(k-1)x(k)}{1 + x^T(k)P(k-1)x(k)}, \quad (20)$$

$$P(k) = P(k-1) - K(k)x^T(k)P(k-1). \quad (21)$$

Zastosowane oznaczenia są analogiczne do tych, które zostały użyte przy opisie metody LS.

W przypadku wolnej zbieżności metody RLS, do algorytmu mogą być wprowadzone dodatkowe „współczynniki zapominania” (podobnie jak w przypadku WLS stosowano wagi), dzięki którym dane pochodzące z chwil czasu bliskich rozważanemu momentowi mają większy

wpływ na wartości parametrów niż dane o wiele starsze. Tego typu rozwiązanie zastosowane jest w metodzie rekurencyjnej ważonych kwadratów błędu (RWLS – Recursive Weighted Least Squares).

Metody identyfikacji, w których wartości parametrów określane są na bieżąco w trakcie pracy systemu, stosuje się także w celu detekcji nagłych zmian modelu rozważanego obiektu, a więc na przykład do wykrywania sytuacji awaryjnych. Czasami ze względu na wolną zbieżność i czas obliczeń wyżej wymienionych metod rekurencyjnych stosowanie ich przy wykrywaniu awarii może być nieefektywne uniemożliwiając reakcję awarię systemu, szczególnie gdy sytuacja taka może mieć znaczące konsekwencje.

W takim przypadku często sięga się po metody umożliwiające identyfikację w czasie rzeczywistym z wykorzystaniem algorytmów filtracji. Wśród tego typu metod, dużym powodzeniem cieszy się metoda filtracji Kalmana (KF – Kalman Filter) dedykowana obiektom opisanym modelami liniowymi oraz jej rozszerzenia m.in. Rozszerzony Filtr Kalmana (ang. Extended Kalman Filter) przeznaczony dla modeli nieliniowych.

W algorytmie Kalmana rozpatrywany jest liniowy model zapisany w postaci zmiennych stanu:

$$x_k = F \cdot x_{k-1} + v_{k-1}, \quad (22)$$

$$z_k = H \cdot x_k + w_k, \quad (23)$$

gdzie:

F – macierz stanu, tożsama w każdej chwili czasu (k),

H – macierz obserwacji, stała w każdej chwili czasu (k),

v_k, w_k – wektory zaburzeń w postaci białego szumu o średniej równej zeru oraz macierzach kowariancji Q, R .

W algorytmie estymowane są aktualne wartości zmiennych stanu układu (22). Algorytm jest podzielony na dwa etapy: predykcję oraz aktualizację. Inicjując algorytm należy założyć wartości początkowe wektora stanu \hat{x}_0 oraz macierzy kowariancji błędu P_0 w chwili początkowej t_0 .

Etap predykcji składa się z następujących kroków [1]:

1) Predykcja wektora stanu dla następnego kroku czasowego:

$$\hat{x}_{k+1}^- = F \hat{x}_k. \quad (24)$$

2) Predykcja macierzy kowariancji błędów dla następnego kroku czasowego:

$$P_{k+1}^- = F P_k F^T + Q. \quad (25)$$

Podczas, gdy na etap aktualizacji składają się:

3) Obliczenie macierzy wzmocnienia Kalmana:

$$K_k = P_k^- H^T (H P_k^- H^T + R)^{-1}. \quad (26)$$

4) Aktualizacja wektora stanu , określonego w punkcie 1 etapu predykcji na podstawie nowych danych pomiarowych:

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k(z_k - H \hat{x}_k^-). \quad (27)$$

5) Aktualizacja macierzy kowariancji wektora stanu określonego w punkcie 2 etapu predykcji:

$$P_k = (I - K_k H)P_k^-. \quad (28)$$

Filtr Kalmana stosuje się zarówno w przypadku identyfikacji parametrów modelu, jak też przewidywania wartości parametrów, a co za tym stanów rozważanego obiektu w kolejnych chwilach czasu. Dzięki tym właściwościom, może być on stosowany np. do przewidywania trajektorii ruchu wiroplątów. Pamiętając o ograniczeniach metody KF, jakim jest m.in. ściśle jej uzasadnienie jedynie dla modelu liniowego, warto rozważyć alternatywne metody oparte o np. rozszerzony Filtr Kalmana, gdy do poprawnego opisu obiektu, konieczne jest uwzględnienie nieliniowości [2].



Rys. 1. Śmigłowiec T-Rex w konfiguracji wykorzystywanej w badaniach identyfikacyjnych

3. IDENTYFIKACJA BEZZAŁOGOWEGO ŚMIGŁOWCA T-REX 600

Przedmiotem identyfikacji były parametry modelu śmigłowca bezzałogowego o napędzie elektrycznym T-Rex 600 (Rys. 1) wyposażonego w bezwładnościową jednostkę pomiarową IMU oraz sterownik serwomechanizmów wraz z układem pomiaru prędkości obrotowej wirnika nośnego i rejestratorem sygnałów sterujących. Podczas prób w locie, zarejestrowano: dane z IMU, sterownika serwomechanizmów, prędkość obrotową wirnika nośnego oraz sygnały sterujące w zawisie oraz przy obrotach kadłuba wokół osi pionowej z różnymi prędkościami kątowymi.

Ruch odchylający śmigłowca modelowany był jako transmitancja elementu inercyjnego pierwszego rzędu.

Natomiast transmitancja modelu śmigłowca ma postać:

$$G_2(s) = \frac{r(s)}{\gamma_{SO}(s)} = \frac{k_2}{b_2s + c_2}, \quad (29)$$

gdzie r jest prędkością kątową odchylenia śmigłowca.

Obrót śmigłowca był wywoływany skokowymi zmianami kąta skoku ogólnego śmigła ogonowego wprowadzanymi przez operatora. Dlatego na ruch obiektu miał także wpływ sposób sterowania stosowany przez operatora. W celu jak najlepszego identyfikowania modelu śmigłowca, opracowano i identyfikowano także model operatora w postaci transmitancji elementu inercyjnego drugiego rzędu:

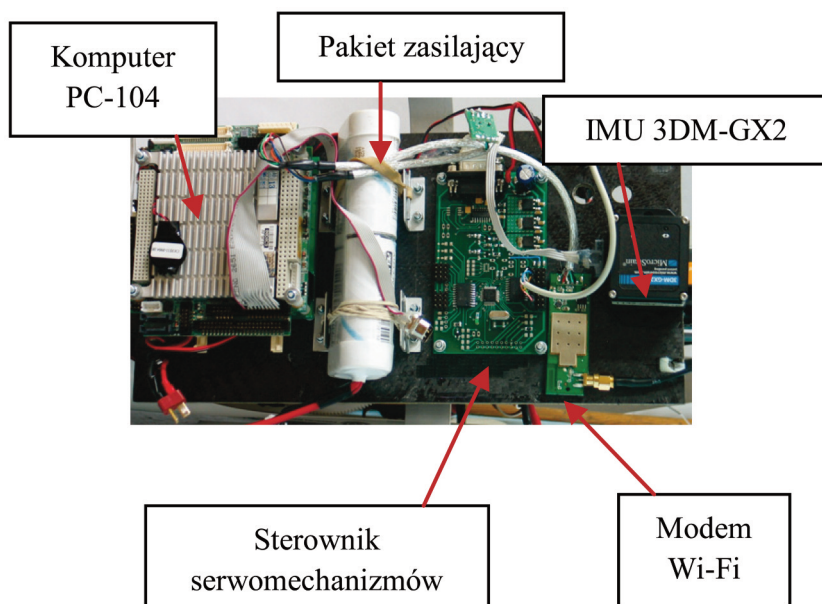
$$G_1(s) = \frac{\gamma_{SO}(s)}{u_{SO}(s)} = \frac{k_1}{a_1s^2 + b_1s + c_1}, \quad (30)$$

gdzie γ_{SO} jest sygnałem sterującym śmigła ogonowego, a u_{SO} jest sygnałem wymuszenia.

Identyfikację przeprowadzono w dziedzinie częstotliwości wykorzystując modele obiektu i operatora w postaci transmitancji. Następnie opracowano model w dziedzinie czasu.

Z eksperymentu trwającego 5 minut, wyodrębniono 13 fragmentów lotu wyznaczając parametry modelu dla każdego z elementów oddzielnie, rozróżniając przy tym odchylenie w lewo i w prawo. Rozróżnienie kierunku obrotu było konieczne w związku z asymetrią odpowiedzi śmigłowca, spowodowaną jego właściwościami dynamicznymi. Wstępną identyfikację modeli cząstkowych przeprowadzono wykorzystując odpowiedzi skokowe układu.

Następnie dobierano poszczególne parametry modelu tak, aby odpowiedź modelu była jak najbliższa odpowiedzi rozpatrywanego układu.



Rys. 2. Konfiguracja wyposażenia pomiarowo-rejestrującego

Na rys. 3 i rys. 4 pokazano wyniki identyfikacji dla obrotu w lewo (P03) i obrotu w prawo (P04). Wykresy przedstawiają przebiegi sygnałów sterujących uzyskanych z pomiaru (Pomiar)

i modelu operatora (Mod. Oper) oraz przebiegi sygnału sterującego (u_{OS}), a także prędkości kątowej odchylenia pochodzące z pomiaru oraz modelu śmigłowca (Mod. Smig). Następnie uśredniono wartości współczynników tak, uzyskując uśredniony model transmitancyjny odchylenia śmigłowca:

$$G_{2U} = \frac{8,5}{0,06s+1}. \quad (31)$$

Wyniki identyfikacji pokazały, że obliczone parametry modelu zmieniają się w zależności od kierunku obrotu oraz wartości sygnału wymuszającego. W związku z tym opracowano model ruchu odchylającego w postaci równania stanu, którego współczynniki są funkcjami sygnału amplitudy sterującego.

Równanie opisujące ruch odchylający ma postać:

$$k_y(\gamma_{SO})\dot{r}(t) + r(t) = k_u(\gamma_{SO})\gamma_{SO}. \quad (32)$$

Wartości współczynników uzyskane w wyniku identyfikacji posłużyły do wyznaczenia funkcji współczynników k_y i k_u . Funkcja opisująca współczynnik k_y ma postać:

$$k_y(\gamma_{SO}) = \begin{cases} 0,07 & \text{dla } \gamma_{SO} > 0 \\ 0,049 & \text{dla } \gamma_{SO} < 0 \end{cases}. \quad (33)$$

Do opisu współczynnika k_u wykorzystano dwa rodzaje funkcji:

a) funkcję liniową:

$$k_u(\gamma_{SO}) = \begin{cases} 0,2725\gamma_{SO} + 6,9948 & \text{dla } \gamma_{SO} > 0 \\ -0,1552\gamma_{SO} + 6,6286 & \text{dla } \gamma_{SO} < 0 \end{cases}. \quad (34)$$

b) wielomian:

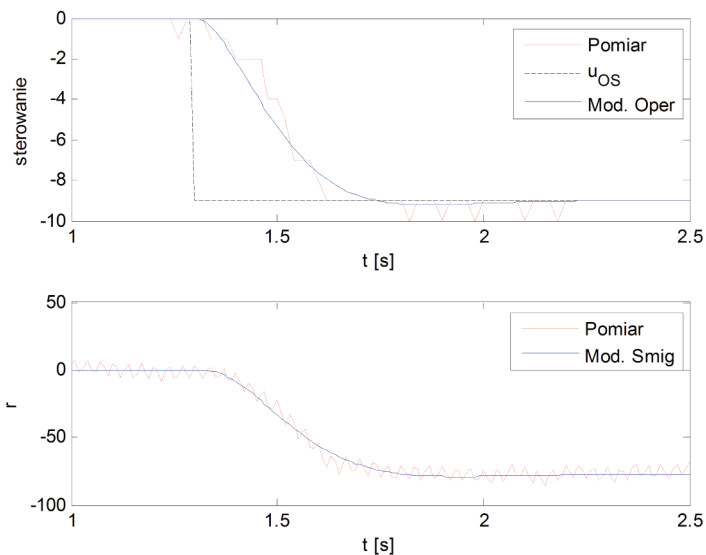
$$k_u(\gamma_{SO}) = \begin{cases} -0,0005\gamma_{SO}^3 - 0,0013\gamma_{SO}^2 - 0,6193\gamma_{SO} + 4,6661 & \text{dla } \gamma_{SO} > 0 \\ -0,018\gamma_{SO}^2 - 0,5159\gamma_{SO} + 5,0115 & \text{dla } \gamma_{SO} < 0 \end{cases}. \quad (35)$$

4. PODSUMOWANIE

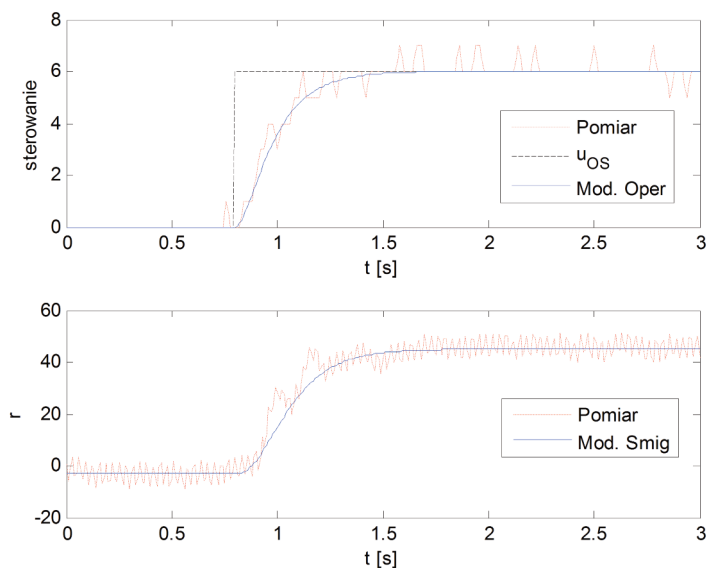
W pracy opisano wybrane metody identyfikacji modeli symulacyjnych wiroplątów. Przedstawiono identyfikację jako proces kilkuetapowy, prowadzony w dziedzinie czasu jako identyfikację: on-line oraz off-line. Jako przykład metod identyfikacyjnych opisano wybrane metody najmniejszych kwadratów oraz Filtrację Kalmana.

Omówiono praktyczne aspekty związane z wykorzystaniem opisanych metod do identyfikacji wiroplątów.

Przeprowadzono identyfikację parametrów modelu bezzałogowego śmigłowca T-Rex 600. Badano odpowiedź modelu liniowego na, wymuszenie skokowe. Identyfikację przeprowadzono na podstawie zarejestrowanych wskazań czujników podczas zawisu i obrotów wokół osi pionowej z różnymi prędkościami kątowymi. Zidentyfikowane wartości posłużyły do budowy modelu nieliniowego względem identyfikowanych parametrów w dziedzinie czasu.



Rys. 3. Wyniki dla obrotu śmigłowca w lewo



Rys. 4. Wyniki dla obrotu śmigłowca w prawo

BIBLIOGRAFIA

- [1] Andrzejczak M.: *Methods Applied to Aircraft Identification*, III International Conference „Intelligence, Integration, Reliability” – materiały, Kijów, 2010.
- [2] Eykoff P.: *Identyfikacja w układach dynamicznych*, PWN, Warszawa, 1980.
- [3] Janiszowski K.: *Identyfikacja modeli parametrycznych w przykładach*, Akademicka Oficyna Wydawnicza EXIT, Warszawa, 2002.
- [4] Jategaonkar, Ravindra V.: *Flight Vehicle System Identification, A Time Domain Methodology*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2006.

- [5] Klein V., Morelli E. A.: *Aircraft System Identification – Theory and Practice*, AIAA, Blackburg, Virginia, 2006.
- [6] Manerowski J.: *Identyfikacja modeli dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających*, Wydawnictwo Naukowe AKSON, Warszawa, 1999.
- [7] Tischler M. B., Remple R. K.: *Aircraft and Rotorcraft System Identification – Engineering Methods with Flight Test Examples*, AIAA, Virginia, 2006.

PRZEMYSŁAW BIBIK, JANUSZ NARKIEWICZ, MARTYNA ULINOWICZ, MARCIN ŻUGAJ

IDENTIFICATION METHODS OF SIMULATION ROTORCRAFT MODELS ANALYSIS

Abstract

Estimation of model parameters based on system response to input function is called identification.

In the paper the identification process and the possibility of its implementation in relation to rotorcrafts are discussed. Also the need to assess the credibility of simplification of nonlinear, coupled models describing rotorcraft dynamic, which are frequently used for estimating the effective model parameters, is highlighted.

Selected time domain methods of identification such as least squares method together with its selected varieties and Kalman filtering with its extensions are described.

The electric T-Rex 600 unmanned helicopter model is chosen as an exemplary rotorcraft object, which model parameters are identified. The identification is carried out for hovering and rotation around a vertical axis with different angular velocities. Stationary linear model of T-Rex 600 is identified in the frequency domain.