

BADANIA UKŁADU STEROWANIA ODPORNEGO BEZZAŁOGOWYM APARATEM LATAJĄCYM

ARKADIUSZ MYSTKOWSKI

Politechnika Białostocka

Streszczenie

W pracy przedstawiono studium projektowania i wyniki badań symulacyjnych układu optymalnego sterowania odpornego (ang. Optimal Robust Control) opartego na metodzie H-infinity i μ -Synthesis dla mikro-samolotu zbudowanego w układzie delta z zaimplementowaną elektroniką autopilota. Wyznaczono model nominalny obiektu (zlinearyzowany w otoczeniu przyjętego punktu pracy). Oszacowano zakresy zmian parametrów niestacjonarnych obiektu, na podstawie których został zbudowany model niepewności multiplikatywnej obiektu sterowania. Uwzględniając nieliniową dynamikę układów wykonawczych mikro-samolotu, model nominalny i model niepewności zaprojektowano funkcje wagowe i filtry włączone w tory pomiarowe. Na podstawie tych działań zostały obliczone regulatory H-infinity i μ -Synthesis uwzględniające sterowanie ruchem wzdłużnym i bocznym mikro-samolotu z stabilizacją kursu i wysokości lotu. Przeprowadzone obliczenia algorytmów sterowania i zweryfikowane z wynikami symulacji tzw. hardware-in-the-loop, potwierdziły efektywność zastosowanych praw sterowania.

WPROWADZENIE

Sterowanie dynamiką statku powietrznego a w szczególności mikro-samolotu (ang. *micro aerial vehicle*, MAV) oznacza sterowanie obiektem nieliniowym, z małymi stałymi czasowymi, wielowymiarowym, z sprzężeniami skrośnymi oraz niestabilnym. Co więcej parametry modelu, takie jak pochodne i współczynniki aerodynamiczne są funkcjami nieliniowymi o parametrach nie stacjonarnych. Podczas lotu samolotu zmieniają się jego właściwości statyczne i dynamiczne w funkcji zadanej prędkości, wysokości, trajektorii lotu oraz warunków atmosferycznych. Oznacza to, że model obiektu sterowania musi składać się z modelu nominalnego i modeli niepewności opisujących parametry niestacjonarne. Natomiast projektowanie algorytmu sterowania wymaga zastosowania wielu technik i strategii. Obliczony regulator powinien zapewnić odpowiednią jakość sterowania i zapas stabilności pomimo zmian dynamiki i błędów modelu obiektu. Autopilot realizując algorytm sterowania i działając poprzez powierzchnie sterowe układów wykonawczych na dynamikę obiektu powinien w pełni realizować postawione funkcje sterowania trajektorią mikro-samolotu.

Istnieje wiele metod i algorytmów sterowania odpornego bezzałogowymi aparatami latającymi (ang. *Unmanned Aerial Vehicle*, UAV). Nowoczesne optymalne metody sterowania odpornego

H-infinity (H_∞) lub μ -Synthesis pozwalają w efektywny sposób uwzględnić nieliniowość i niestacjonarność obiektu oraz narzucić funkcje kształtujące jakość sterowania w poszczególnych torach [1-2]. Zastosowanie sterowania H-infinity wprowadzone przez autorów: Glover i Doyle [3-4]; pozwala na minimalizację największej wartości funkcji układu zamkniętego i jest ono szeroko stosowane w aplikacjach lotniczych, np. [5-7]. W szczególności w aplikacjach sterowania UAV stosowany jest jeden z rodzajów sterowania H-infinity, mianowicie sterowanie H-infinity Loop Shaping and Dynamic Inversion [8-15]. Zastosowanie sterowania H-infinity z uwzględnieniem niepewności strukturalnej UAV zostało opisane np. w pracy [16]. Metoda sterowania μ -Synthesis jest kolejnym rozwinięciem metody sterowania H-infinity. Polega ona na pomiarze odporności obiektu i wykorzystaniu algorytmu H-infinity do sterowania obiektem z niepewnością strukturalną [3-4]. Pomimo wysokiego rzędu regulatora, algorytm μ -Synthesis znajduje zastosowanie w układach sterowania obiektami typu MAV [17-19].

Układ sterowania obiektem MAV posiada małe stałe czasowe. Aerodynamikę obiektu cechuje przepływ laminarno-turbulentny. Punkt pracy obiektu sterowania leży w zakresie niskich liczb Reynoldsa (10^4 - 10^5 i poniżej) związanych z małymi prędkościami lotu - rzędu 10 m/s [20]. Jednocześnie przy niskich liczbach Reynoldsa duży wpływ mają siły lepkości. Z wyników publikowanych badań przeprowadzonych w tunelach aerodynamicznym dla niskich liczb Reynoldsa wynika, że w platformach MAV często dochodzi do całkowitego braku przepływu powietrza nad płatem skrzydła, np. podczas dużego kąta natarcia, co prowadzi do zaniku siły wznoszenia i utraty stabilności [21]. Jest to kolejny przykład nieliniowości obiektu, która powinna być uwzględniona podczas projektowania praw sterowania. Z uwagi na małe rozmiary samolotów MAV sprzężenie pomiędzy aerodynamiką, dynamiką struktury i dynamiką lotu jest krytyczne.

W niniejszej pracy przedstawiono studium projektowania i wyniki badań symulacyjnych układu optymalnego sterowania odpornego (ang. *Optimal Robust Control*) opartego na metodzie H-infinity i μ -Synthesis dla mikro-samolotu zbudowanego w układzie delta z zaimplementowaną elektroniką autopilota. W pierwszej kolejności, opierając się na znanych zlinearyzowanych (w otoczeniu przyjętego punktu pracy) równaniach ruchu mikro-samolotu, został zbudowany model nominalny obiektu. Bazując na wcześniej wykonanych badaniach mikro-samolotu w postaci skrzydła delta wykonanych w tunelu aerodynamicznym (patrz: [22]) zostały oznaczone pochodne aerodynamiczne, charakterystyki aerodynamiczne i zakresy zmian niektórych parametrów mających decydujący wpływ na aerodynamikę lotu. W taki sposób zostały wyznaczone zakresy błędów, na których podstawie zostały zbudowane modele niepewności multiplikatywnej obiektu sterowania i jego parametrów. Następnie opierając się na wynikach testów poligonowych zostały wyznaczone modele układów wykonawczych mikro-samolotu, które zostały dołączone do nominalnego modelu obiektu. Kolejnym krokiem była analiza kształtowania jakości sterowania oraz skalowanie samego obiektu poprzez zaprojektowane funkcje wagowe i filtry włączone w tory pomiarowe. Na podstawie tych działań został obliczony tzw. rozbudowany model obiektu sterowania. Przy czym model ten uwzględnia sterowanie ruchem wzdłużnym i bocznym mikro-samolotu z stabilizacją kursu i wysokości lotu. Wyznaczenie regulatorów odpornych H-infinity i μ -Synthesis dla rozbudowanego modelu obiektu pozwoliło na otrzymanie zamkniętych układów sterowania nieliniowego. Przeprowadzona analiza odporności poszczególnych układów sterowania potwierdziła postawione warunki. Przeprowadzone symulacje układów sterowania wykazały dobrą jakość sterowania i wymagany zapas stabilności funkcji układu zamkniętego zarówno w dziedzinie czasu, jak i częstotliwości. Ostatnim etapem prac była weryfikacja opracowanych praw sterowania. W tym celu przeprowadzono symulację tzw. *hardware-in-the-loop* z wykorzystaniem autopilota i modelu mikro-samolotu. Porównano wyniki z symulacji *hardware-in-the-loop* z wynikami obliczeń symulacyjnych wykonanych w środowisku Matlab/Simulink [23].

1. MODEL LINIOWY MIKRO-SAMOŁOTU

Model obiektu sterowania został wyznaczony w oparciu o zweryfikowane parametry i pochodne aerodynamiczne oraz wartości mas i momentów mikro-samolotu typu BELL540 [24].

Stabilne sterowanie dynamiką aparatu latającego wymaga dokładnego modelu obiektu uwzględniającego np. rozmieszczenie mas, właściwości geometryczne, momenty bezwładności, siły i momenty aerodynamiczne oraz siły ciągu i oporu. Problem określenia stabilności i sterowalności w pierwszej fazie sprowadza się do wyznaczenia równań ruchu statku powietrznego względem płaszczyzny x - z , tzw. względem osi wzdłużnej samolotu (są to siły: X , Z oraz moment M) oraz względem pł. z - y , tzw. osi bocznej samolotu (jest to siła Y i momenty L , M). Notacja układu współrzędnych samolotu przedstawiona została na rys. 1. Równanie ruchu wzdłużnego statku wynosi [25]:

$$X = C_x \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S, Z = C_z \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S, M = C_m \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S l \quad (1)$$

Natomiast równanie ruchu bocznego statku wynosi [25]:

$$Y = C_y \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S, L = C_l \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S l, N = C_n \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) S l \quad (2)$$

Do celów projektowania praw sterowania równania ruchu statku przedstawiono w postaci modelu w przestrzeni stanu dla ruchu wzdłużnego i bocznego. Równanie ruchu wzdłużnego jest następujące [25]:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \mathbf{B} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_p \end{bmatrix} \mathbf{u}, \quad \mathbf{y} = \mathbf{C} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

gdzie:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & 0 & -g \cos \theta_0 \\ \frac{Z_u}{m - Z_w} & \frac{Z_w}{m - Z_w} & \frac{Z_q + m U_0}{m - Z_w} & \frac{-mg \sin \theta_0}{m - Z_w} \\ I_{yy}^{-1} [M_u + Z_u \Gamma] & I_{yy}^{-1} [M_w + Z_w \Gamma] & I_{yy}^{-1} [M_q + (Z_q + m U_0) \Gamma] & -I_{yy}^{-1} mg \sin \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{X_{\delta_e}}{m} & \frac{X_{\delta_p}}{m} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{m - Z_w} & \frac{Z_{\delta_p}}{m - Z_w} \\ I_{yy}^{-1} [M_{\delta_e} + Z_{\delta_e} \Gamma] & I_{yy}^{-1} [M_{\delta_p} + Z_{\delta_p} \Gamma] \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad X_u = \frac{\partial X}{\partial u}, \dots$$

$$\Gamma = \frac{M_w}{m - Z_w},$$

δ_e – zmiana steru wysokości (*elevator*), kierunek w dół przyjęty jako dodatni,

δ_p – zmiana siły ciągu.

Równanie ruchu bocznego jest następujące [25]:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \mathbf{B}[\delta_a], \quad \mathbf{y} = \mathbf{C} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix}, \quad (4)$$

gdzie:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_p}{m} & \frac{Y_r - U_0}{m} & g \cos \theta_0 \\ \left(\frac{L_v}{I'_{xx}} + I'_{zx} N_v \right) & \left(\frac{L_p}{I'_{xx}} + I'_{zx} N_p \right) & \left(\frac{L_r}{I'_{xx}} + I'_{zx} N_r \right) & 0 \\ \left(I'_{zx} L_v + \frac{N_v}{I'_{zz}} \right) & \left(I'_{zx} L_p + \frac{N_p}{I'_{zz}} \right) & \left(I'_{zx} L_r + \frac{N_r}{I'_{zz}} \right) & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} m^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & I'_{xx}{}^{-1} & I'_{zx} \\ 0 & I'_{zx} & I'_{zz}{}^{-1} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} \\ L_{\delta_a} \\ N_{\delta_a} \end{bmatrix}, \quad \begin{cases} I'_{xx} = (I_{xx} I_{zz} - I_{zx}^2) / I_{zz} \\ I'_{zz} = (I_{xx} I_{zz} - I_{zx}^2) / I_{xx} \\ I'_{zx} = I_{zx} / (I_{xx} I_{zz} - I_{zx}^2) \end{cases}$$

δ_a – wychylenie sterolotek (*aileron*).

2. MODEL NOMINALNY OBIEKTU STEROWANIA

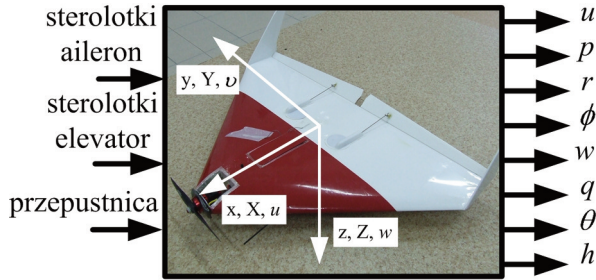
Model nominalny reprezentuje zlinearyzowaną nieliniową dynamikę ruchu mikro-samolotu o sześciu stopniach swobody w tzw. punkcie pracy. Przez punkt pracy rozumiany jest stan opisujący lot stateczny przy zachowaniu stałej prędkości i wysokości. Przy czym istnieje tutaj wiele uproszczeń/założeń jakie zostały podjęte. Po pierwsze, tzw. model nominalny (model referencyjny) opisany przez wektor stanu np. dla ruchu bocznego $[v_0 \ p_0 \ r_0 \ \phi_0]$ zakłada zerową prędkość kątową i zerowe zewnętrzne siły boczne. Model nominalny nie uwzględnia prędkości wiatru oraz prędkości bocznej w punkcie referencyjnym.

Model nominalny został wyznaczony w oparciu o zweryfikowane wartości parametrów lotu podczas testów poligonowych, badań w tunelu aerodynamicznym oraz badań symulacyjnych. Najważniejsze parametry nominalne obiektu sterowania zostały zebrane w tabeli 1.

Tab. 1. Parametry nominalne modelu

Parametr	Wartość
masa, m	1.27 [kg]
przyspieszenie normalne, g	9.80 [m/s ²]
prędkość, V_0	15 [m/s]
liczba Macha, M	0.0442
wysokość lotu, h	100 [m]
kąt natarcia, α	0.0873 [rad] (5°)
kąty: β, θ, γ (sideslip, pitch, flight patch)	0 [rad]
momenty inercji: $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{zx}$	0.0184, 0.0367, 0.0550-0.000215 [kgm ²]

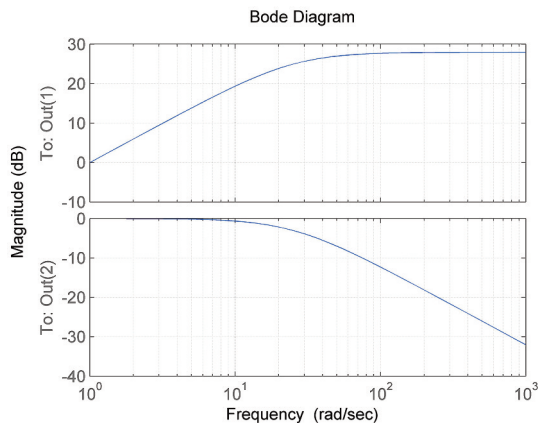
Model dynamiki mikro-samolotu jest układem wielowymiarowym. Minimalna konfiguracja sygnałów wejściowych i wyjściowych (mierzonych) została przedstawiona na rys. 1.



Rys. 1. Układ wejść/wyjść mikro-samolotu

Model obiektu sterowania składa się z modelu ruchu wzdłużnego i modelu ruchu bocznego. Model nominalny mikro-samolotu typu delta posiada 3 wejścia sterujące (wychylenia sterolotek oraz położenie przepustnicy) oraz 8 wyjść mierzonych - wchodzących w pętlę sprzężenia zwrotnego - (prędkość boczna, prędkość przechylenia, prędkość odchylenia, kąt przechylenia, prędkość wzdłużna, prędkość wznoszenia, prędkość pochylenia i kąt pochylenia). Model nominalny został zapisany jako układ w przestrzeni stanu, który posiada 8 zmiennych stanu.

Dopełnieniem modelu nominalnego mikro-samolotu są modele jego członów wykonawczych związanych z torem np.: serwo→ciągnio→sterolotki. Dynamika układów wykonawczych została zamodelowana w postaci dodatkowych funkcji włączonych w tor główny układu sterowania. Dla przykładu zmierzone wartości dla ruchu sterolotek mikro-samolotu wynoszą odpowiednio: maksymalne wychylenie $\pm 20^\circ$, maksymalna prędkość kątowna: $\pm 90^\circ/\text{s}$. Dla tak postawionych parametrów dynamika członu wykonawczego w dziedzinie częstotliwości została przedstawiona na rys. 2.



Rys. 2. Człon wykonawczy – wyjście 1, funkcja wagowa – wyjście 2 (dynamika rzeczywista)

Funkcja opisująca dynamikę sterolotek (rys. 2) posiada dwa wyjścia, pierwsze wyjście podawane jest na funkcję wagową, a drugie na obiekt nominalny.

3. FUNKCJE WAGOWE I SKALOWANIE OBIEKTU

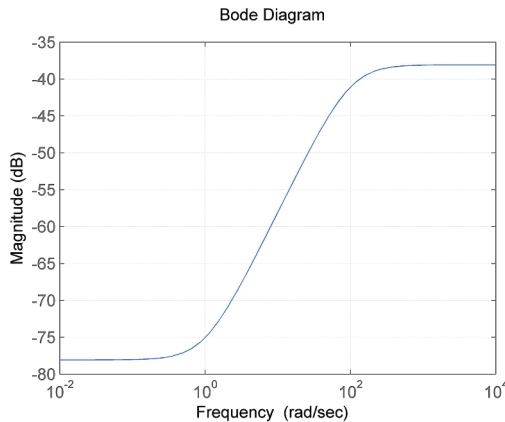
Algorytm sterowania odpornego np. H-infinity opiera się na takim poszukiwaniu regulatora aby minimalizował on największą wartość modułu funkcji układu zamkniętego [3, 4]. Dlatego też najpierw wszystkie ograniczenia nałożone na sygnały systemu muszą być przeskalowane. Uwzględnione ograniczenia sygnałów, czyli dynamiki poszczególnych członów obiektu sterowania są modelowane za pomocą funkcji wagowych. Funkcje wagowe są dobierane na podstawie badań zweryfikowanego doświadczalnie układu otwartego L za pomocą funkcji wrażliwości S określającej wpływ sygnałów zakłóceń d działających na obiekt na jego sygnały mierzone y . Model transmitancyjny funkcji wrażliwości jest następujący [4]:

$$S(s) = (I + L(s))^{-1} = \frac{y(s)}{d(s)} \tag{5}$$

Funkcje wagowe są nałożone na sygnały sterujące (wychylenia sterolotek i przepustnicy), sygnały mierzone (przemieszczenia i prędkości kątowne oraz liniowe mikro-samolotu w przestrzeni powietrznej). Funkcje wagowe określają także wpływ zakłóceń w torach pomiarowych struktury mikro-autopilota i członów wykonawczych. Dla przykładu funkcja wagowa określająca zadane parametry pracy sterolotek opisane powyżej jest dana w postaci macierzy współczynników wag amplitudy i prędkości kątowej ich wychylenia:

$$W_{actuator} = \begin{bmatrix} 0.0111 & 0 \\ 0 & 0.05 \end{bmatrix} \tag{6}$$

Funkcja wagowa, ograniczająca wpływ sygnałów zakłóceń oraz szumów w torach pomiarowych, stanowi filtr górno-przepustowy o charakterystyce częstotliwościowej pokazanej na rys. 3.



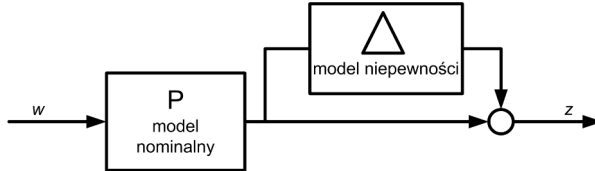
Rys. 3. „Energia” zakłóceń w torach pomiarowych

Dodatkowo w celu filtracji sygnałów mierzonych wchodzących bezpośrednio do pętli regulatora zostały zaprojektowane filtry anty-aliasingowe drugiego rzędu. Przykładowa funkcja transmitancji operatorowej filtra dla pochylenia kątownego (*roll*) jest filtrem dolnoprzepustowym zapisanym następująco:

$$W_{noise}(s) = \frac{663}{s^2 + 36s + 663} \tag{7}$$

4. MODELOWANIE NIEPEWNOŚCI OBIEKTU

Niepewność parametrów oraz charakterystyk dynamiki mikro-samolotu została zamodelowana w postaci modelu multiplikatywnego [3]; patrz rys. 4.



Rys. 4. Model obiektu z niepewnością multiplikatywną

Dla modelu nominalnego niepewność multiplikatywna opisana jest następująco [3]:

$$\Delta = \frac{P_{real} - P}{P} \quad (8)$$

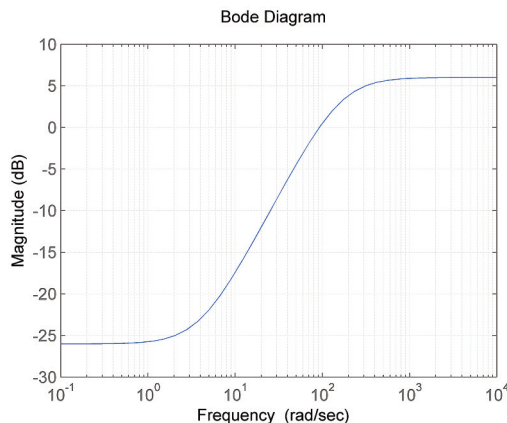
Model niepewności jest ograniczony funkcją wagową W zgodnie z warunkiem postawionym w dziedzinie częstotliwości [3]:

$$\|\Delta(j\omega)\| \leq \|W(j\omega)\| \quad (9)$$

Wartość niepewności modelu obiektu związana jest z niezamodelowaną (pominiętą) dynamiką oraz nieliniowością obiektu sterowania. Model niepewności został zamodelowany jako zbiór liniowych funkcji reprezentujących dynamikę z ograniczeniem modułu do 1 (ang. *Uncertain GainBounded LTI Dynamics, Gain Bound = 1*). Wpływ niepewności obiektu w dziedzinie częstotliwości został zamodelowany w postaci funkcji wagowych nałożonych na niepewność modelu ruchu wzdłużnego i boczego mikro-samolotu. Dla przykładu charakterystyka funkcji wagowej określającej wpływ niepewności na model ruchu bocznego jest wyrażona przez filtr górno-przepustowy pierwszego rzędu. Transmittancja operatorowa funkcji wagowej wynosi:

$$W(s) = \frac{2s + 8}{s + 160} \quad (10)$$

Charakterystyka częstotliwościowa funkcji wagowej jest przedstawiona na rys. 5.



Rys. 5. Funkcja kształtu wpływu względnego błędu modelu nominalnego ruchu bocznego

Niepewność wrażliwych parametrów modelu dynamiki mikro-samolotu została zamodelowana w postaci modelu niepewności parametrycznej zapisanej następująco [3, 26]:

$$k_i = k_{i0} + k_{iw} \delta_i \quad dla |\delta_i| \leq 1 \quad (11)$$

gdzie: k_{i0} – wartość nominalna i -tego parametru, k_{iw} – waga niepewności i -tego parametru, δ_i – niepewność i -tego parametru ograniczone normą $|\delta_i| \leq 1$.

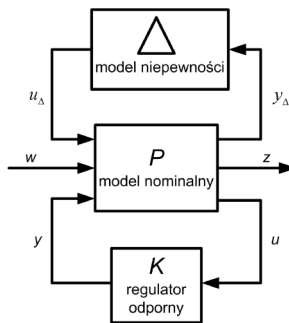
Analizując charakterystyki współczynników aerodynamicznych, sił i momentów uzyskane w badaniach symulacyjnych (opr. TORNADO) oraz w tunelu aerodynamicznych wyszczególniono parametry niepewne obiektu oraz ich przedziały nieufności, (patrz [22]).

Jako parametry niepewne zostały przyjęte poszczególne pochodne aerodynamiczne, a ich wartości niepewności zawierają się w przedziale od 4 do 100 %.

5. WYZNACZANIE REGULATORA ODPORNEGO

W badaniach symulacyjnych uwzględniono regulatory odporne: H-infinity i μ -Synthesis. W celu uwzględnienia nieliniowości obiektu skupiono się na algorytmie sterowania μ -Synthesis, który pozwala na uwzględnienie modeli niepewności.

Sterowanie oparte na μ -Synthesis jest sterowaniem optymalnym. Algorytm sterowania opiera się na pomiarze odporności układu sterowania na zakłócenia oraz wykorzystaniu techniki regulatora H-infinity w połączeniu z niepewnością obiektu. Metoda ta wymaga dokładnego modelu obiektu oraz jego struktury niepewności. Wyznaczony regulator μ -Synthesis jest zazwyczaj wysokiego rzędu. Sam proces wyznaczenia regulatora optymalnego μ -Synthesis opiera się na algorytmie iteracyjnym. Układ uogólniony struktury sterowania μ -Synthesis jest przedstawiony na rys. 6.



Rys. 6. Konfiguracja układu sterowania, [3]

gdzie: Δ – blok opisujący niepewność obiektu, P – model nominalny obiektu, K – model regulatora, y, u – sygnał mierzony i sterujący, y_Δ, u_Δ – wyjściowy i wejściowy z modelu niepewności.

Model rzeczywisty obiektu sterowania z uwzględnieniem modelu niepewności będzie dany następująco [3, 4]:

$$P_{real} = P(I + \Delta) \quad (12)$$

Regulator μ -Synthesis (**F**) jest wyznaczany w następującej formie macierzowej w przestrzeni stanu:

$$\mathbf{F}(s) := \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{cp} & \mathbf{B}_{cp} \\ \mathbf{C}_{cp} & \mathbf{D}_{cp} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Cały proces poszukiwania regulatora μ -Synthesis sprowadza się do znalezienia takiej macierzy \mathbf{D} , aby została spełniona dana funkcja celu (wskaźnik jakości). Warunek optymalizacji w tym przypadku jest opisany następującą nierównością:

$$\|\mathbf{D}T_{y_1 u_1} \mathbf{D}^{-1}\|_{\infty} \leq 1 \quad (14)$$

gdzie: $\mathbf{D}(s) = \text{diag}(d_1(s)I_{k_1}, \dots, d_n(s)I_{k_n})$, $\mathbf{I}_{k_1}, \dots, \mathbf{I}_{k_n}$ są macierzami jednostkowymi o wymiarach określonych przez ilość wejść układu zamkniętego.

Procedura wyznaczania regulatora μ -Synthesis jest wykonywana w następujących krokach:

- 1) Metodą normy $\|H\|_{\infty}$ należy znaleźć regulator, który minimalizuje następującą funkcję kosztów:

$$\|\mathbf{D}T_{y_1 u_1} \mathbf{D}^{-1}\|_{\infty} = \min \quad (15)$$

- 2) Następnie należy obliczyć wartości szczególne układu zamkniętego w celu oszacowania maksymalnej wartości ograniczenia wartości normy regulatora μ -Synthesis.
- 3) Następnie regulator μ -Synthesis oblicza się stosując następujące kryterium minimalizacji:

$$\mu = \min_{D(j\omega)} \bar{\sigma}(\mathbf{D}(j\omega)T_{y_1 u_1}(j\omega)\mathbf{D}^{-1}(j\omega)) \quad (16)$$

- 4) Jeżeli wartość funkcji kosztów jest wystarczająco minimalna procedura jest przerywana, w przeciwnym razie procedura powtarza się od kroku 1.

Regulator μ -Synthesis został wyznaczony funkcją *dksyn* za pomocą Matlab Robust Control Toolbox [23]. W pierwszym kroku został wyznaczony tzw. rozbudowany model obiektu o modele członów wykonawczych, funkcje wagowe, filtry i modele niepewności. Układ został zbudowany przy pomocy procedury *sysic*, a cała struktura połączeń została zapisana w dwóch krokach następująco:

krok 1:

```
systemnames = 'lat A_S W_in Delta_G';
inputvar = '[delta_dstab]';
outputvar = '[A_S; lat]';
input_to_lat = '[A_S(2)]';
input_to_A_S = '[delta_dstab + W_in]';
input_to_W_in = '[Delta_G]';
input_to_Delta_G = '[delta_dstab]';
sysoutname = 'lat_unc';
cleanupsysic = 'yes';
sysic;
```

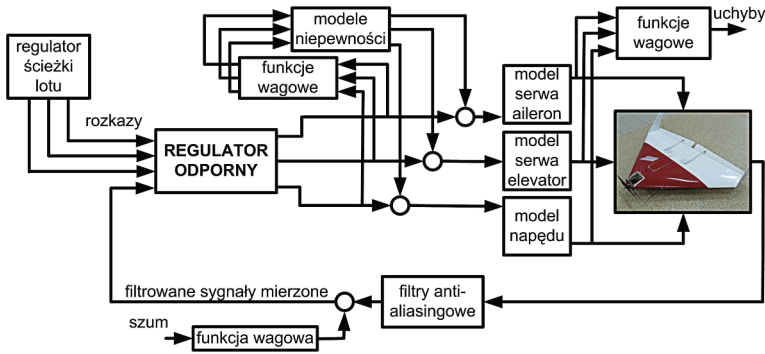
krok 2:

```
systemnames = 'lat_unc antia_filt hq_p';
systemnames = [systemnames ' W_act W_n W_p'];
inputvar = '[sn_nois(4); roll_cmd; delta_dstab]';
outputvar = '[ W_p; W_act; roll_cmd; antia_filt + W_n ]';
input_to_lat_unc = '[ delta_dstab ]';
input_to_antia_filt = '[ lat_unc(3:6) ]';
input_to_hq_p = '[ roll_cmd ]';
input_to_W_act = '[ lat_unc(1:2) ]';
input_to_W_p = '[ hq_p - lat_unc(4) ]'; %lat_unc(4) - roll rate
input_to_W_n = '[ sn_nois ]';
sysoutname = 'latIC';
cleanupsysic = 'yes';
sysic
```

Następnie regulator μ -Synthesis został wyznaczony poprzez zapis funkcji:

```
fmu = logspace(-2, 2, 60);
opt = dkitopt('FrequencyVector', fmu, 'NumberOfAutoIterations', 5);
[kmu, clpmu, bnd] = dksyn(latIC, nmeas, nctrls, opt);
```

Struktura połączeń odpowiadająca algorytmowi regulatora μ -Synthesis została przedstawiona na rys. 7.



Rys. 7. Układ sterowania odpornego

Sygnaly zadane dla regulatora dynamiki obiektu pochodzą od regulatora wyższego poziomu – planowania trajektorii misji lotu w trybie autonomicznym.

6. BADANIA SYMULACYJNE

Badania zostały przeprowadzone dla dwóch metod sterowania odpornego: H-infinity i μ -Synthesis. W obu przypadkach tzw. model rozbudowany obiektu był taki sam i składał się z modelu nominalnego, funkcji wagowych, modelu niepewności obiektu i wymaganych filtrów.

W przypadku sterowania H-infinity, zadanie sterowania sprowadza się do znalezienia takiego regulatora $C(s)$, który będzie stabilizował obiekt $G(s)$ pomimo zmian samego modelu obiektu reprezentowanych przez blok niepewności Δ . Zmiany te nie mogą być dowolne, dlatego są one ograniczone funkcją maksymalnej wartości singularnej γ , zgodnie z warunkiem [3]:

$$\|\Delta G\|_{\infty} < \gamma \tag{17}$$

Jeżeli powyższa zależność jest spełniona to układ zamknięty spełnia warunki jakości sterowania, gdy [3]:

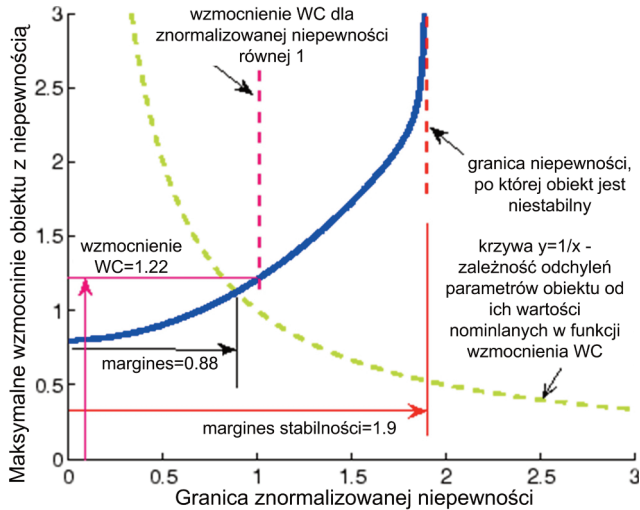
$$\sup \|C(s)[1 + G(s)C(s)]^{-1}\|_{\infty} < 1/\gamma \tag{18}$$

Wyznaczony regulator H-infinity jest 18-go rzędu, a wartość γ wynosi 0.203.

Obliczenie regulatora μ -Synthesis zostało opisane w punkcie 5. Regulator μ -Synthesis spełnia warunek odpornej stabilności układu zamkniętego $T(s)$, jeżeli $\mu \leq 1.0$ [3]. Otrzymany regulator μ -Synthesis posiada 29 rząd, a wartość μ określająca odporność regulatora wynosi 0.3795. Co w zupełności spełnia narzucone wymagania odpornej stabilności układu, które w dziedzinie częstotliwości wyrażone są jako:

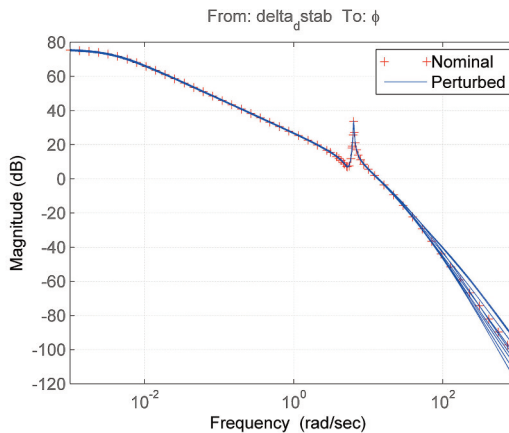
$$\sup_{\omega \in \mathbb{R}} \bar{\sigma}(T(j\omega)) \leq 1 \tag{19}$$

Wartość μ w funkcji maksymalnego pików układu zamkniętego pozwala określić właściwości odporne układu sterowania (patrz rys. 8).



Rys. 8. Analiza odporności układu sterowania, [33]

Model niepewności obiektu mikro-samolotu w dziedzinie częstotliwości został przedstawiony jako funkcja reprezentująca błąd modelowania. Błąd ten jest równy 5% dla niskich częstotliwości i 100% dla częstotliwości powyżej 100 rad/s, rys. 9.

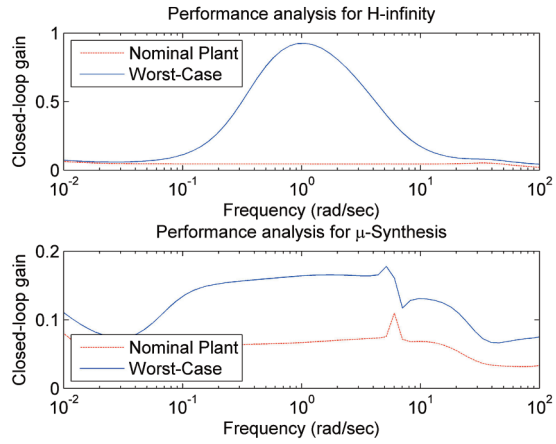


Rys. 9. Model nominalny i model rzeczywisty

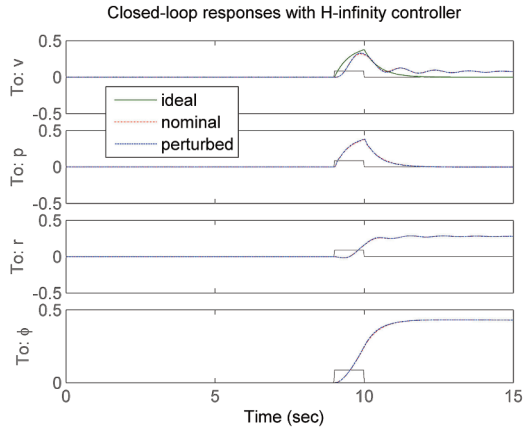
Dla tak zaprojektowanej niepewności obiektu zapasy stabilności dla układów regulacji H-infinity i μ -Synthesis zostały przedstawione na rys. 10.

Następnie zostały przeprowadzone badania zamkniętego układu sterowania w dziedzinie czasu. W celu symulacji np. zachowania się mikro-samolotu w ruchu bocznym, zamodelowano wychylenie sterolotek jako sygnał o amplitudzie 5° i czasie trwania 1 s.

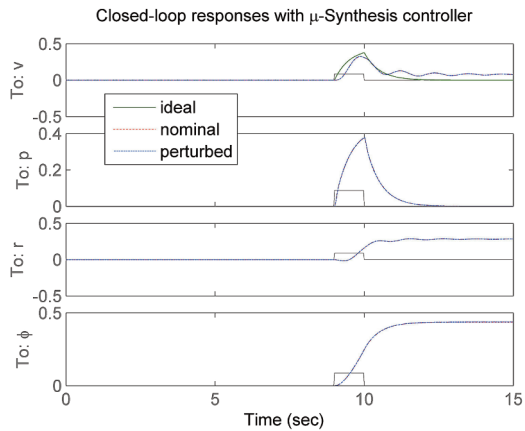
Na kolejnych rys. 11 i 12 wykreślono odpowiedź zmiennych stanu nominalnego modelu mikro-samolotu w ruchu bocznym zarówno dla regulatora H-infinity, jak i dla μ -Synthesis.



Rys. 10. Analiza właściwości dla regulatorów: H-infinity i μ -Synthesis



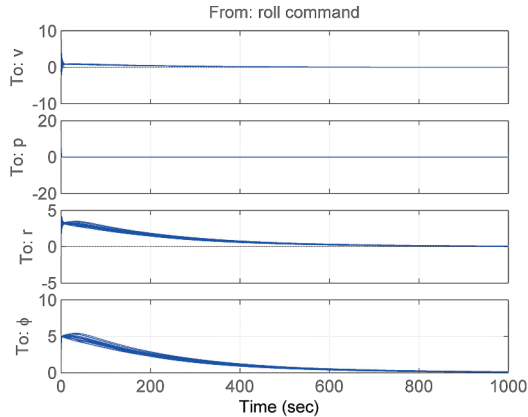
Rys. 11. Odpowiedz układu zamkniętego (H-inifinty)



Rys. 12. Odpowiedz układu zamkniętego (μ -Synthesis)

Wartości liniowe zmiennych stanu (m/s , m/s^2) i wartości kątowe (rad/s , rad/s^2) charakteryzują się stabilnym przebiegiem w czasie z zachowaniem wartości ustalonej. Odpowiedź układu sterowania H-infinity jest zbliżona do odpowiedzi układu z regulatorem μ -Synthesis.

W celu wskazania wpływu niepewności modelu na odpowiedź jego wartości regulowanych wyznaczono charakterystykę impulsową układu zamkniętego z regulatorem μ -Synthesis, patrz rys. 13.

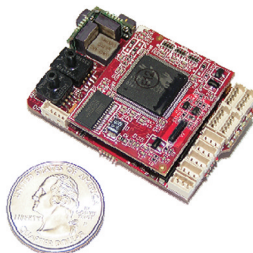


Rys. 13. Odpowiedź impulsowa układu zamkniętego z regulatorem μ -Synthesis

8. BADANIA EKSPERYMENTALNE

8.1. Opis elementów systemu

Sterowanie mikro-samolotem odbywa się za pomocą autopilota typu Kestrel [27, 28]. Autopilot pozwala na sterowanie w funkcji wielu sprzężeń zwrotnych z regulatorami PID, posiadającego stabilizację mikro-samolotu, system śledzenia zadanej trajektorii lotu, nawigację GPS, i rejestrator parametrów lotu. Cały układ autopilota waży zaledwie 16 g. Dołączona do systemu Kestrel stacja naziemna (Commboss) umożliwi sterowanie, nawigację i monitorowanie nawet kilku obiektów latających, z których każdy wyposażony jest w autopilot typu Kestrel. Sterowanie odbywa się w trybie automatycznym. Tryb ręczny nie jest zalecany, jednak może być stosowany do wybranego uczestnika grupy UAV. System Kestrel z oprogramowaniem SDK umożliwia implementowanie własnych, dowolnych funkcji sterujących (praw/algoritmów sterowania np. sterowania odporne). Taka konfiguracja pozwala np. na implementowanie własnych algorytmów sterowania, czy autonomiczne wykonywanie wcześniej zaplanowanych misji przez zbiór bezzałogowych aparatów latających. Najważniejsze cechy systemu Kestrel zostały zebrane i przedstawione w tabeli 2. Widok autopilota Kestrel przedstawiono na rys. 14.

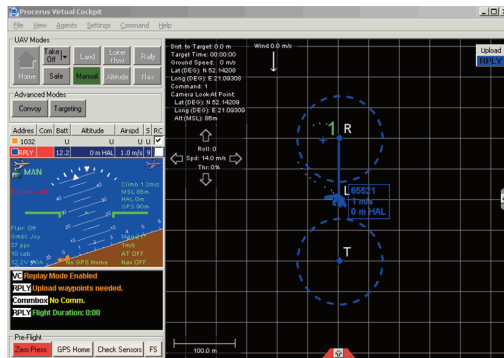


Rys. 14. Autopilot Kestrel, [28]

Tab. 2. Parametry autopilota Kestrel

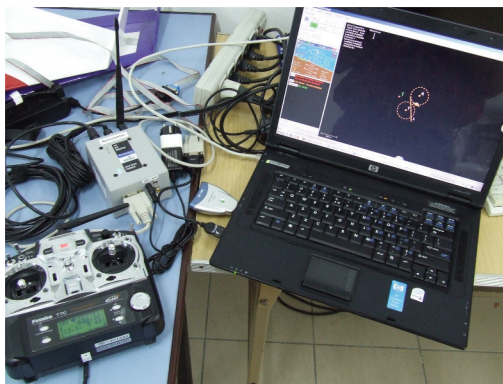
pomiar prędkości i przyspieszeń w trzech osiach
trzyosiowy magnetometr
wbudowany GPS z anteną
pomiar temperatury z kompensacją
pomiar prędkości powietrza
barometryczny pomiar wysokości
funkcja kompensacji siły wiatru
funkcja obsługi kamery z sterowaniem i zapisem obrazu on-line
funkcja obsługi czujnika laserowego do pomiaru wysokości lub odległości
pełna rejestracja parametrów podczas lotu

Zrzut ekranu z oprogramowania Virtual Cockpit [28]; służącego do zarządzania, konfiguracji i planowania misji lotów bezzałogowych w systemie Kestrel przedstawiono na rys. 15.



Rys. 15. Okno programu Virtual Cockpit

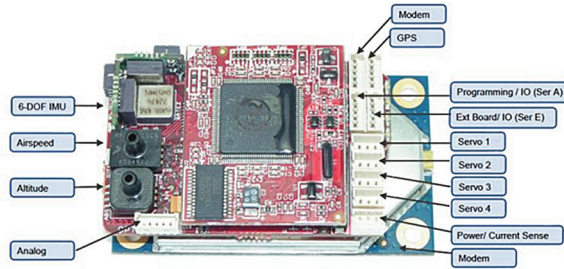
Start i lądowanie może odbywać się w trybie ręcznym lub automatycznym autopilota Kestrel poprzez nadajnik Futaba wchodzący w skład wyposażenia stacji naziemnej (patrz rys. 16).



Rys. 16. Wyposażenie stacji naziemnej

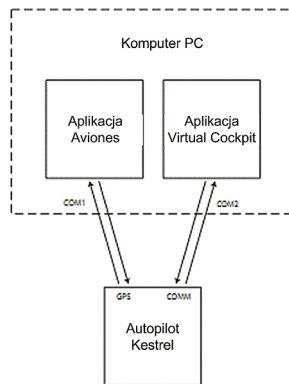
8.2. Implementacja algorytmu sterowania

Implementowanie funkcji do pamięci autopilota Kestrel odbywa się poprzez port szeregowy przedstawiony na rys. 17.



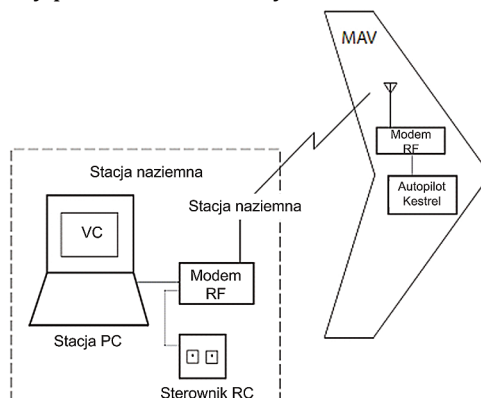
Rys. 17. Położenie portu szeregowego do programowania autopilota Kestrel [28]

Wywoływanie własnych funkcji w języku C zawierających np. algorytm sterowania odbywa się poprzez bibliotekę *kestrel.c*. Model sterowania samolotem zweryfikowany w programie Matlab jest przetłumaczony na kod Dynamic C i kompilowany na procesor Rabbit (29Mhz). Następnie algorytm sterowania jest emulowany przez symulator lotu Aviones. Program Aviones symulując działanie autopilota i mikro-samolotu używa tego samego kodu sterowania co oprogramowanie Matlab. Podczas pracy w trybie symulacji tzw. *hardware-in-the-loop* komputer komunikuje się z autopilotem poprzez dwa złącza szeregowo zgodnie z schematem przedstawionym na rys. 18.



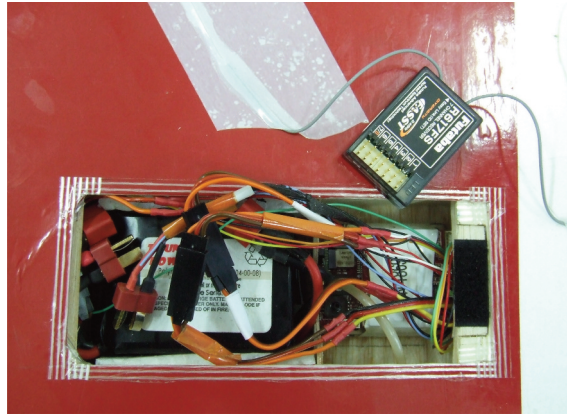
Rys. 18. Komunikacja podczas symulacji HIL [29]

Wszystkie elementy systemu komunikacji w czasie lotu autonomicznego mikro-samolotu z autopilotem Kestrel zostały przedstawione na rys. 19.



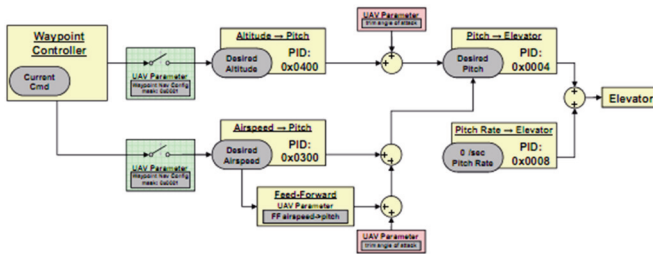
Rys. 19. Struktura układu komunikacji [29]

Widok zaimplementowanych urządzeń autopilota w mikro-samolocie przedstawiono na rys. 20.

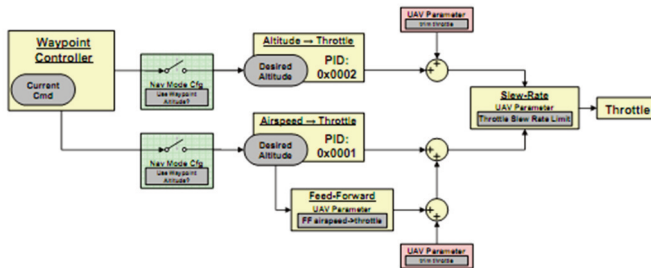


Rys. 20. Elektronika autopilota Kestrel

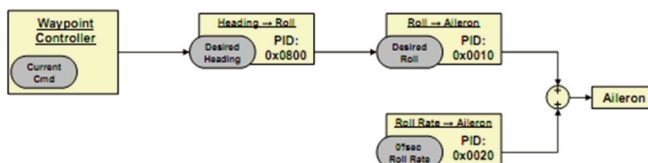
Struktura układu sterowania w autopilocie Kestrel z wykorzystaniem regulatorów PID została przedstawiona na kolejnych rys. 21-23.



Rys. 21. Pętla sterowania sterolotką jako *elevator*, [28]



Rys. 22. Pętla sterowania przepustnicą, [28]

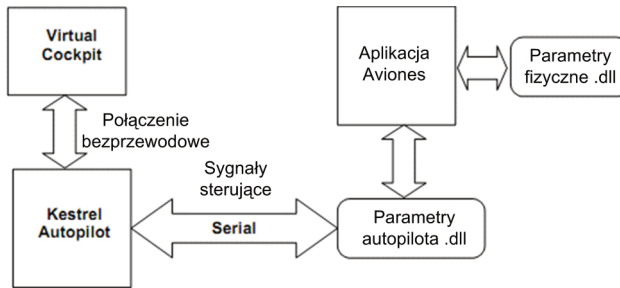


Rys. 23. Pętla sterowania sterolotką jako *aileron*, [28]

Docelowo bloki PID zostają zastąpione opracowanymi algorytmami. W oparciu o wartości mierzone z sensorów oraz wartości zadane pochodzące od regulatora trajektorii lotu (układ wyższego rzędu) lub od operatora manualnego są przetwarzane przez kolejne bloki PID. Wypracowane sygnały sterujące poprzez strukturę połączeń oddziałują na układy wykonawcze mikro-samolotu. W ten sposób zamykają się poszczególne pętle sterowania. Przy czym sterowanie odbywa się w układzie sprzężenia do tyłu oraz sprzężenia do przodu.

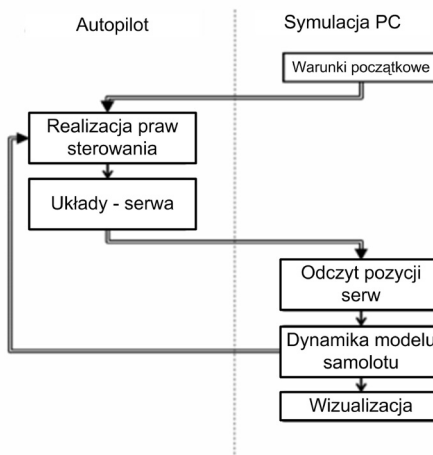
8.3. Symulacja *hardware-in-the-loop*

Zaimplementowany w autopilocie Kestrel tryb symulacji *hardware-in-the-loop* (HIL) pozwala na przeprowadzanie lotów symulowanych w czasie rzeczywistym z wykorzystaniem rzeczywistego modelu samolotu i autopilota. Działanie autopilota oraz symulacja zjawisk fizycznych podczas lotu jest możliwa dzięki zaimplementowanym bibliotekom: *autopilot.dll* i *physics.dll*. Schemat połączeń elementów systemu podczas symulacji HIL przedstawiono na rys. 24.



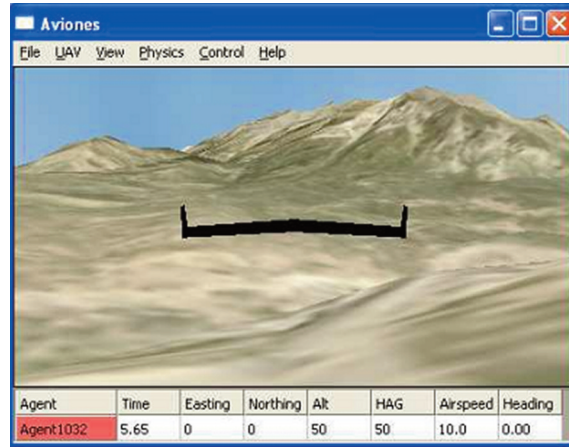
Rys. 24. Schemat połączenia szeregowego podczas symulacji HIL, [28]

Symulacja HIL pozwala także na wykorzystanie zewnętrznych urządzeń np. algorytm sterowania może być wykonywany przez zewnętrzny procesor. Dane pomiędzy oprogramowaniem procesora zewnętrznego a autopilotem Kestrel mogą być przesyłane przez połączenie TCP/IP na jakim bazuje oprogramowanie Virtual Cockpit obsługujące autopilot Kestrel. Schemat przepływu strumienia danych podczas symulacji HIL podano na rys. 25.



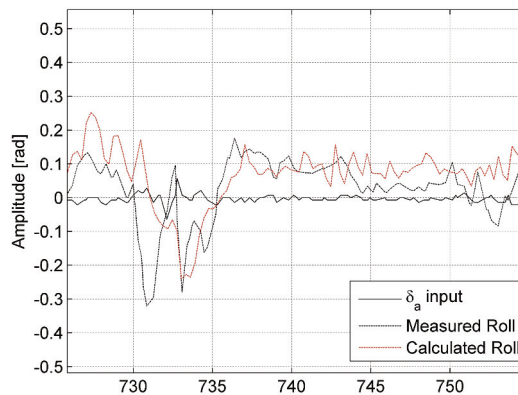
Rys. 25. Podstawowe operacje podczas symulacji HIL, [30]

Do wizualizacji ruchu samolotu o sześciu stopniach swobody w przestrzeni 3D jest wykorzystywany program *aviones.exe*, patrz rys. 26. Program ten pozwala na importowanie własnych map terenu.



Rys. 26. Okno programu Aviones

W celu weryfikacji modelu ruchu bocznego mikro-samolotu, przeprowadzono symulację HIL z autopilotem Kestrel a wyniki porównano z odpowiedzią modelu obiektu na taki sam sygnał sterujący. Na rys. 27 przedstawiono mierzony i obliczony kąt przechylenia mikro-samolotu na zadany kąt sterolotek (*aileron*) w wybranym przedziale czasu. Sygnał sterujący δ_a został wypracowany przez autopilot Kestrel sterujący obiektem rzeczywistym. Mierzony sygnał odpowiedzi obiektu (*measured roll*) jest w dużej mierze zgodny z odpowiedzią modelu obiektu sterowania (*calculated roll*).



Rys. 27. Odpowiedź modelu i obiektu rzeczywistego na przemieszczenie sterolotek

Badania aerodynamiczne i symulacje HIL zostały zweryfikowane przez testy poligonowe. Badania poligonowe i wyniki rejestracji wybranych parametrów lotu zostały opisane w sprawozdaniu [22].

WNIOSKI

W pracy opisano zastosowane algorytmy nieliniowego sterowania odpornego H -infinity i μ -Synthesis do sterowania lotem autonomicznym bezzałogowego mikro-samolotu. Jak w każdym podejściu projektowania praw sterowania, niezbędny jest dokładny model obiektu. Dlatego też przeprowadzono studium analizy parametrów i pochodnych aerodynamicznych z wykorzystaniem prostych narzędzi kalkulacyjnych opierających się na metodach panelowych (oprogramowanie XFLR5 i TORNADO), patrz [22]. Symulacje zostały zweryfikowane poprzez badania eksperymentalne współczynników aerodynamicznych mikro-samolotu wykonane w tunelu aerodynamicznym, które są zgodne z obliczeniami numerycznymi wykonanymi metodą VLM oraz Metodą Elementów Skończonych za pomocą oprogramowania CFX ANSYS, przedstawionych w pracach [31-32]. Z uwagi na zmienny charakter pochodnych aerodynamicznych obiektu jak i samego modelu obiektu sterowania wyznaczono modele niepewności. Dodatkowo uwzględniono dynamikę układów wykonawczych mikro-samolotu oraz sygnały zakłóceń działające w torach pomiarowych.

Model mikro-samolotu jest rozprzęgnięty na model ruchu wzdłużnego (*longitudinal*) i model ruchu boczno (*lateral*), dlatego też zastosowano sterowanie lokalne. Wartości parametrów zastosowanych regulatorów odpornych głównie w pętlach sprzężenia zwrotnego dla *roll*, *pitch*, *roll rate*, *pitch rate*, *thrust*, będą mogły być ostatecznie zweryfikowane podczas lotów testowych. W ramach przyszłych badań należy zoptymalizować zapis algorytmu w pamięci mikroprocesora autopilota Kestrel. Następnie zostaną przeprowadzone badania symulacyjne i testy poligonowe.

Praca finansowana w ramach projektu rozwojowego nr O R00 0029 11, pt. Sieciocentryczny system wsparcia rozpoznania i dowodzenia sytuacjami kryzysowymi na terenach zurbanizowanych z autonomicznymi bezzałogowymi aparatami latającymi, realizowanego w latach: 2010-2012.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Hyde R.A., H ∞ aerospace control design - a VSTOL flight application. New York: Springer, 1996.
- [2] Tischler M.B., Advances in aircraft flight control. London : Taylor & Francis, 1996.
- [3] Zhou K., Doyle J., Essentials of Robust Control, Prentice Hall, 1998.
- [4] Zhou K., Doyle J.C., Glover K., Robust and Optimal Control, Prentice Hall, 1996.
- [5] Kannan N., Seetharama B., Longitudinal H ∞ stability augmentation system for a thrust-vectoring unmanned aircraft, AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 28, No. 6, pp. 1240–1250, 2005.
- [6] Amato F, Cosentino C, Iervolino R, Ciniglio U., Robust H ∞ control of a fly-by-wire aircraft: an lft approach, in CCA 2003. Proceedings of 2003 IEEE Conference on Control Applications, Vol. 1. IEEE, pp. 200–205, 2003.
- [7] Luo W., Chu Y.C., Ling K.V., H ∞ inverse optimal attitude tracking control of rigid aircraft, AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 28, No. 3, pp. 481–493, 2005.
- [8] Kureemun R., Bates D.G., Aircraft flight controls design using constraint output feedback: A H ∞ loop shaping approach, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 6-9 August, Canada, 2001.
- [9] Gu G., Chen J., Lee E.B., Parametric H ∞ loop shaping and weighted mixed sensitivity minimization, IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 44, No. 4, April 1999.

- [10] Farret D., Due G., Harcaut J. P., Multi-rate H_∞ loop shaping control applied to missile autopilot design, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 6-9 August Canada, 2001.
- [11] Smit M.Z., Criig I.K., Robust flight controller design using H_∞ loop shaping and dynamic inversion techniques, AIAA-98-4132, 1998.
- [12] Snell S.A., Enns D.F., Garrad W.L., Nonlinear inversion flight control for a super maneuverable aircraft, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 15, No. 4, July-August 1992.
- [13] McFarland M.B., Hoque S., Robustness of a nonlinear missile autopilot designed using dynamic inversion, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 14-17 August 2000.
- [14] Siwakosit W., Snell S.A., Hess R.A., Robust flight control design with handling qualities constraints using scheduled linear dynamic inversion and loop shaping, *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 8, No. 3, May 2000.
- [15] Ito D., Ward D.T., Valasek J., Robust dynamic inversion controller design and analysis for the X-38, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 6-9 August Canada, 2001.
- [16] Shue S-P., Shi P., H_∞ Robust pole placement of single input uncertain systems for control of aircraft, *Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA-97-3454, 1997.
- [17] Markerink J., Bennani S., Mulder B., Design of a robust, scheduled controller for the HIRM using $\mu\mu$ -Synthesis, GARTEUR FM(AG08) TP-088-29, 1997.
- [18] Tu K.Y., Sideris A., Mease K.D., Nathan J., Carter J., Robust lateral-directional control design for the F/A-18, In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Portland, OR, Aug, Vol. 2, pp. 1213-1219, 1999.
- [19] Reigelsperger W.C., Hammett K.D, Banda S.S., Robust control law design for lateral-directional modes of an F-16/MATV using $\mu\mu$ -Synthesis and dynamic inversion, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, Vol. 7, pp. 777-795, 1997.
- [20] McCormick B.W., *Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics*, Wiley, New York, 1979.
- [21] Greenblatt D., Wygnanski I.J., Use of periodic excitation to enhance airflow performance at low Reynolds numbers, *J. Aircraft* 38(1), pp. 190-192, 2001.
- [22] Mystkowski A., Sterowanie mikro-samolotem z piezo-generatorami wirów krawędziowych – modelowanie, badania w tunelu aerodynamicznym i testy poligonowe, Raport projektu rozwojowego nr 0059/R/T00/2008/06, Białystok, 2010.
- [23] www.mathworks.com.
- [24] <http://www.topmodelcz.cz>
- [25] Etkin B., Reid L.D., *Dynamics of flight, stability and control*, 3rd edition, John Wiley & Sons. Inc., 1996.
- [26] Sanchez-Pena R.S., Sznaier M., *Robust Systems, Theory and Applications*, 1998, John Wiley.
- [27] <http://procerus.com>
- [28] Kestrel autopilot system, Autonomous autopilot and ground control for small unmanned aerial vehicles, Kestrel user guide, Procerus Technologies, 2008.
- [29] Matthews J.S., Adaptive Control of micro AIR vehicles, Master thesis, Brigham Young University, 2006.
- [30] Markin S., Multiple simultaneous specification attitude control of a mini flying-wing unmanned aerial vehicle, Master thesis, University of Toronto, 2010.
- [31] Mystkowski A., Gosiewski Z., Boundary layer control in delta micro air vehicle with vortex piezo-generators, VI Konferencja Awioniki Rzeszów-Bezmiechowa, 16-18 września 2010.
- [32] Mystkowski A., Analiza aerodynamiki układu sterowania mikro-samolotem typu delta z wbudowanymi piezo-generatorami wirów krawędziowych, *Acta Mechanica et Automatica*, Vol. 4, No 3, 2010.

ARKADIUSZ MYSTKOWSKI

ROBUST CONTROL OF UNMANNED AERIAL VEHICLE - SIMULATION INVESTIGATIONS

Abstract

This paper discusses a nonlinear robust control design procedure to unmanned aerial vehicle that combines the singular value of the μ -Synthesis and H-infinity techniques, which overcomes structured uncertainty of the control plant and is valid over the entire flight envelope. For the designed control system, the simulations and hardware-in-the-loop tests were performed. For the micro-aircraft with delta wings configuration the nominal model (linearized in the desired operation point) was calculated. Next, the uncertainty model was evaluated. The uncertainty model consists with multiplicative plug-in dynamics disturbances and parametric uncertainty. The uncertainty is conducted with the aircraft aerodynamics characteristics and parameters. These uncertainties are bounded in size based on wind tunnel experiments, flight test and analytical calculations. The weighting functions are used to capture the limits on the aileron, elevator and thrust actuators deflection magnitude and rate. Finally, the augmented model of the micro air vehicle was carried out, and H-infinity/ μ -Synthesis controllers were calculated. The robust control laws were successfully verified during the hardware-in-the-loop simulations.