

Na prawach rękopisu

**INSTYTUT CYBERNETYKI TECHNICZNEJ
POLITECHNIKI WROCŁAWSKIEJ**

Raport serii: PREPRINTY nr 131/2000

**STEROWANIE ROZMYTE
OBIEKTEM NIELINIOWYM NA
PRZYKŁADZIE ŚMIGŁOWCA**

(praca doktorska)

Michał LOWER

PROMOTOR:

Prof. dr hab. inż. Janusz HALAWA



Słowa kluczowe:

- wnioskowanie rozmyte,**
- śmigłowiec,**
- autopilot,**
- sterowanie i regulacja.**

**WROCŁAW
grudzień 2000**

Spis treści.

WYKAZ WAŻNIEJSZYCH OZNACZEŃ.....	3
1. WSTĘP..	5
2. METODY STEROWANIA ŚMIGŁOWCEM.....	8
2.1. Model wykorzystujący prawa sterowania autopilota.	8
2.2. Antropomorficzna koncepcja sterowania.	9
2.3. Układy automatycznego sterowania obecnie wykorzystywane w śmigłowcach.....	9
3. MODELOWANIE PRZESTRZENNEGO RUCHU ŚMIGŁOWCA.	11
3.1. Model matematyczny śmigłowca	11
3.2. Układ sterownic.	13
3.3. Atmosfera wzorcowa.	13
4. „SAMOLOTOWY” MODEL ŚMIGŁOWCA.	15
4.1. Ogólna postać równań ruch śmigłowca.....	16
4.2. Wyprowadzenie równań węzłowych.....	17
4.3. Model symulacyjny śmigłowca.....	19
4.4. Zaburzenia lotu ustalonego.	21
5. STATECZNOŚĆ ŚMIGŁOWCA	23
5.1. Parametry lotu śmigłowca bez udziału sterowania rozmytego.	24
6. LOGIKA ROZMYTA (FUZZY LOGIC)	28
6.1. Historia i rozwój, aplikacje w przemyśle, przegląd literatury.	28
6.2. Matematyczne podstawy teoretyczne.....	29
6.3. Regulator rozmyty, system wnioskowania rozmytego.....	31
6.1.1. Fuzyfikacja.....	34
6.1.2. Inferencja (wnioskowanie), baza reguł.	34
6.1.3. Defuzyfikacja.....	36
6.4. Modelowanie rozmytego wnioskowania.....	37
6.4.1. Model rozmytego wnioskowania Mamdaniego	37
6.4.2. Model rozmytego wnioskowania Sugano-Takagi	37

6.1.3. Model autopilota śmigłowca w postaci modelu Sugano-Takagi.....	38
7. OPIS ZASTOSOWANEGO PROGRAMU SYMULACYJNEGO.....	40
6.1. Simulink.....	40
6.2. Fuzzy Logic Toolbox.....	42
8. MODEL REGULATORA ROZMYTEGO, WYNIKI BADAŃ SYMULACYJNYCH.	44
8.1. Budowa lingwistycznego regulatora rozmytego.....	44
8.2. Aplikacja rozmytego modelu sterowania śmigłowcem w Matlab Fuzzy Logic Toolbox.	47
8.3. Testowanie modelu w celu doboru i strojenia regulatora rozmytego.....	48
8.4. Testy układu śmigłowiec – regulator rozmyty.....	52
8.4.1. Przebieg parametrów lotu w układzie śmigłowiec – regulator rozmyty dla ustalonego zawisu.....	52
8.4.2. Odpowiedź układu śmigłowiec – regulator rozmyty na ruch organów sterowania.....	55
8.4.3. Odpowiedź układu śmigłowiec – regulator rozmyty na podmuch wiatru.....	67
8.5. Poprawianie jakości regulacji.	76
8.5.1. Zwiększenie liczby ocen parametrów lotu.....	77
8.5.2. Reguły korygujące.	80
8.5.3. Poprawienie dokładności ocen jakościowych.....	81
8.5.4. Dodatkowe lokalne modele rozmyte uwzględniające sprzężenia sterownic.....	84
8.5.5. Inne uwagi dotyczące strojenia i konfiguracji regulatora rozmytego.....	90
9. PODSUMOWANIE, WNIOSKI KOŃCOWE.....	92
10. LITERATURA.	94
DODATEK A.....	98
DODATEK B.....	102

Wykaz ważniejszych oznaczeń.

$\bar{A} = (U, V, W, P, Q, R, \Theta, \Phi)$ – wektor parametrów lotu śmigłowca,

$\bar{B}$ – wektor sterujący śmigłowcem,

Φ, Θ, Ψ – kąty Eulera pomiędzy układami $Ox_g y_g z_g$ i $Ox y z$, odpowiadają kątowi przechylenia, pochylenia, odchylenia kadłuba,

Θ_0 – kąt skoku ogólnego śmigła nośnego,

Θ_1 – kąt sterowania w ruchu podłużnym,

Θ_2 – kąt sterowania w ruchu bocznym,

Θ_{so} – kąt skoku śmigła ogonowego,

$\mu_A(x)$ – funkcja przynależności zbioru rozmytego A , gdzie x jest elementem zbioru A .

$\tau_w, \tau_u, \tau_q, \tau_\theta, \tau_v, \tau_p, \tau_\phi, \tau_r, \tau_\psi$ – współczynniki modelu autopilota opartego o prawa sterowania,

$e(t)$ – uchyb regulacji,

FIS1, FIS2, FIS3, FIS4, – oznaczenia lokalnych modeli rozmytego regulatora śmigłowca,

G – siła ciężkości śmigłowca,

$G(s)$ – transmitancja zastępcza wybranego obiektu,

I_x, I_y, I_z – składowe momenty bezwładności śmigłowca,

I_{yz}, I_{xz}, I_{xy} – składowe momenty dewiacji śmigłowca,

L, M, N – składowe momenty sił aerodynamicznych działających na śmigłowiec względem układu współrzędnych $Ox y z$,

m – masa śmigłowca,

MIN, PROD, MAX, SUM – operatory działań na zbiorach rozmytych, odpowiednio: minimum zbiorów rozmytych, iloczyn zbiorów rozmytych, maksimum zbiorów rozmytych, sumy algebraicznej zbiorów rozmytych,

mNO, mWO, mBW, pBW, pWO, pNO – oznaczenia ocen jakościowych parametrów regulatora rozmytego (*ujemny normalnie, ujemny wolno, ujemny bardzo wolno, dodatni bardzo wolno, dodatni wolno, dodatni normalnie*),

$L^U, L^V, L^W, L^P, L^Q, L^R, L^{\Theta_0}, L^{\Theta_1}, L^{\Theta_2}, L^{\Theta_{so}}$ – wartości pochodnych aerodynamicznych momentów siły działającej na śmigłowiec względem osi Ox , indeks górny oznacza parametr odniesienia pochodnej,

$M^U, M^V, M^W, M^P, M^Q, M^R, M^{\Theta_0}, M^{\Theta_1}, M^{\Theta_2}, M^{\Theta_{so}}$ – wartości pochodnych aerodynamicznych momentów siły działającej na śmigłowiec względem osi Oy , indeks górny oznacza parametr odniesienia pochodnej,

$N^U, N^V, N^W, N^P, N^Q, N^R, N^{\Theta_0}, N^{\Theta_1}, N^{\Theta_2}, N^{\Theta_{so}}$ – wartości pochodnych aerodynamicznych momentów siły działającej na śmigłowiec względem osi Oz , indeks górny oznacza parametr odniesienia pochodnej,

$Ox y z$ – układ współrzędnych leżący w umownej płaszczyźnie symetrii kadłuba, o początku O w środku ciężkości kadłuba śmigłowca,

$Ox_g y_g z_g$ – układ współrzędnych związany z kierunkiem ciężenia, o początku O w środku ciężkości kadłuba śmigłowca,

P, Q, R – składowe prędkości kątovej Ω śmigłowca względem układu współrzędnych Oxyz,

U, V, W – składowe prędkości liniowej V śmigłowca względem układu współrzędnych Oxyz,

u, v, w, p, q, r, ϑ , ϕ , ψ – przyrosty prędkości liniowych i kątowych, względem osi współrzędnych, przyrosty kątów pochylenia kadłuba

$U', V', W', P', Q', R', L', M', N', X_a', Y_a', Z_a', \Theta_0', \Theta_1', \Theta_2', \Theta_{SO}'$ – pochodne odpowiednich wartości funkcji względem czasu,

X_a, Y_a, Z_a – składowe siły aerodynamicznych działających na śmigłowiec względem układu współrzędnych Ox y z,

$X^U, X^V, X^W, X^P, X^Q, X^R, X^{\Theta_0}, X^{\Theta_1}, X^{\Theta_2}, X^{\Theta_{SO}}$ – wartości pochodnych aerodynamicznych siły działającej na śmigłowiec względem osi Ox, indeks górny oznacza parametr odniesienia pochodnej,

$Y^U, Y^V, Y^W, Y^P, Y^Q, Y^R, Y^{\Theta_0}, Y^{\Theta_1}, Y^{\Theta_2}, Y^{\Theta_{SO}}$ – wartości pochodnych aerodynamicznych siły działającej na śmigłowiec względem osi Oy, indeks górny oznacza parametr odniesienia pochodnej,

$Z^U, Z^V, Z^W, Z^P, Z^Q, Z^R, Z^{\Theta_0}, Z^{\Theta_1}, Z^{\Theta_2}, Z^{\Theta_{SO}}$ – wartości pochodnych aerodynamicznych siły działającej na śmigłowiec względem osi Oz, indeks górny oznacza parametr odniesienia pochodnej,

1. Wstęp

Od kilku lat sterowanie rozmyte jest przedmiotem ogromnego zainteresowania producentów systemów automatyki. Świadczy o tym ilość publikowanych prac poświęconych temu zagadnieniu.

Sterowanie rozmyte stało się popularne z wielu powodów, m.in. dlatego, że rzeczywiste obiekty sterowania są nieliniowe i niestacjonarne. Dynamika obiektów zmienia się wraz z punktem pracy. Wielokrotnie jest wymagane stosowanie regulatorów nieliniowych. Tradycyjnie stosuje się wówczas różne doraźne rozwiązania, takie jak selektory wartości maksymalnej itd. W trudniejszych przypadkach korzysta się z procedury zwanej *gain scheduling*, która polega na zmianie parametrów urządzenia sterującego w zależności od punktu pracy. Algorytmy sterowania rozmytego oferują lepszy interfejs użytkownika, umożliwiając wkroczenie do nieliniowości urządzenia sterującego za pomocą systemu translacji procesu. Jest to cecha użyteczna i wartościowa, ponieważ pozwala poprawiać działanie układu sterowania za pomocą nieliniowych technik wnioskowania.

Ze względu na zalety wynikające z zastosowania techniki wnioskowania rozmytego, warto rozwijać tę dziedzinę nauki.

Pozostaje jednak faktem, że działanie regulatorów otrzymanych za pomocą wnioskowania rozmytego jest trudne do jednoznacznej analizy ze względu na ich nieliniowy charakter. Trudno sformułować ogólne kryteria dla takiej własności, jak stabilność w pętli zamkniętej. Mimo to wraz z rozwojem tej dziedziny zaufanie do rozmytych metod sterowania rośnie i są one coraz częściej stosowane do układów o dużych wymogach bezpieczeństwa. Jedną z ostatnich aplikacji jest zastosowanie algorytmów rozmytego wnioskowania do sterowania procesów w jednej z elektrowni jądrowych w Belgii [64]. Okazało się, że układy sterowania oparte na logice rozmytej są prostsze i działają szybciej niż klasyczne układy sterowania przy zachowaniu żądanej jakości sterowania.

Sterowanie rozmyte z założenia jest uznane za przybliżone. W praktyce jednak okazuje się, że czasami układy sterowania oparte na wnioskowaniu rozmytym dają dużo lepsze rezultaty od metod, które w analizach teoretycznych wydają się być dokładnymi. Taki stan rzeczy wynika bezpośrednio z zasady niespójności, będącej podstawą wnioskowania rozmytego, sformułowanej przez L. Zadeha [90], [94]. Zasada powyższa stwierdza, że „jeżeli rośnie złożoność systemu, to nasza zdolność do sformułowania dokładnych i w dodatku znaczących zdań o jego zachowaniu zmniejsza się aż do osiągnięcia wartości progowej, poza którą precyzja i znaczenie (lub ważność) stają się prawie wzajemnie wykluczającymi się cechami”.

Regulatory rozmyte nadają się szczególnie do sterowania obiektami złożonymi, wieloparametrowymi, nieliniowymi o szybkozmiennych parametrach, a więc do sterowania obiektami, których opis matematyczny jest skomplikowany lub niepełny.

Autor niniejszej pracy doktorskiej zauważył, że obiekt sterowania, jakim może być śmigłowiec jednowirnikowy, reprezentuje wszystkie wcześniej wymienione cechy. Modelowanie dynamiki przestrzennego ruchu śmigłowca jest zagadnieniem bardzo nieliniowym i złożonym, o dużej liczbie stopni swobody. Należy zwrócić uwagę, że podstawą analiz teoretycznych modelowania dynamiki śmigłowca w dużej mierze są teorie i założenia wyznaczone na podstawie badań empirycznych. Wydaje się zatem, że uzasadniona jest próba wykorzystania logiki rozmytej do sterowania śmigłowcem. Autor nie znalazł opracowania literaturowego, opisującego zastosowanie wnioskowania rozmytego do rozwiązania problemu autopilota śmigłowca. Podstawowym problemem, który obecnie jest

rozważany w dziedzinie automatycznego sterowania śmigłowca jest problem autopilota do konstrukcji którego wykorzystuje się wcześniej wspomniane procedury *gain scheduling*.

Przyjęto tezę, że możliwe jest zastąpienie klasycznego układu regulacji – autopilota jednowirnikowego śmigłowca regulatorem rozmytym. W pracy doktorskiej starano się uzasadnić tę tezę. W tym celu zbudowano model symulacyjny śmigłowca, opracowano odpowiedni algorytm wnioskowania rozmytego i pokazano na podstawie doświadczeń symulacyjnych działanie regulatora rozmytego sterującego śmigłowcem dla wybranych zaburzeń lotu.

W wyniku analizy literaturowej szeroko omówionej w rozdziale 2 i 3, zdecydowano się ograniczyć zakres pracy doktorskiej do badania śmigłowca w zawisie. Ten stan lotu uznany jest za jeden z najtrudniejszych do regulacji.

Obecny stan techniki komputerowej i oprogramowania pozwolił na przeprowadzenie doświadczeń za pomocą symulacji komputerowych. Należy zwrócić uwagę, iż testowanie rzeczywistego obiektu, jakim jest śmigłowiec, jest bardzo kosztowne i czasami niemożliwe lub niebezpieczne do wykonania. Przekroczenie parametrów eksploatacyjnych śmigłowca może spowodować katastrofę. Rozwój technik symulacyjnych dla dziedziny sterowania śmigłowca ma bardzo istotne znaczenie, o czym mogą świadczyć prace naukowe [59], [82].

W rozdziale 2. przedstawiono omówienie opisywanych w literaturze metod sterowania śmigłowca. Zwrócono uwagę na rozwój tej dziedziny w ostatnich latach. Przedstawiono niekonwencjonalne tendencje rozwoju antropomorficznej koncepcji sterowania. W rozdziale tym skupiono uwagę na najsilniej rozwijającej się koncepcji konwencjonalnych modeli autopilota opartych na prawach sterowania. Przykład takiego autopilota został pokazany w podrozdziale 2.1.

Analiza doboru odpowiedniego modelu matematycznego śmigłowca do badań symulacyjnych wraz z omówieniem metod modelowania przestrzennego ruchu śmigłowca przedstawiono w rozdziale 3. W wyniku analizy przeprowadzonej w powyższym rozdziale do badań symulacyjnych został wybrany model „samolotowy” śmigłowca. W modelu tym ruch opisany jest równaniami równowagi sił i momentów, które uzupełnia się związkami kinematycznymi. Tak uproszczone zagadnienie pozwala uwzględnić sprzężenia występujące pomiędzy siłami działającymi na śmigłowiec i nie rozpatrywać przemieszczeń ruchomych części śmigłowca. Opis modelu „samolotowego” śmigłowca, równania ruchu składające się na ten model, parametry tego modelu wraz z jego aplikacją w postaci modelu symulacyjnego przedstawiono w rozdziale 4. W rozdziale 4. opisano również zaburzenia jakie zdecydowano się wprowadzić do symulacji układu regulacji śmigłowca – regulator rozmyty. Na podstawie analizy literaturowej [39], [59] zdecydowano się wprowadzić w układ regulacji zaburzenia prędkości lotu podmuchem wiatru oraz zaburzenia ruchem organów sterowych.

W rozdziale 5. została omówiona stateczność statyczna i dynamiczna badanego modelu śmigłowca. Stateczność statyczna została określona na podstawie wartości odpowiednich pochodnych aerodynamicznych, natomiast stateczność dynamiczna na podstawie symulacji komputerowych.

W rozdziale 6. zostały przedstawione podstawy logiki rozmytej potrzebne do analizy regulatora rozmytego śmigłowca. Zdefiniowano podstawowe pojęcia logiki rozmytej, działania na zbiorach rozmytych, opisano proces tworzenia i strukturę regulatora rozmytego. Przedstawiono podstawowe metody modelowania rozmytego Mamdaniego i Sugano-Takagi. Jako przykład w podrozdziale 6.4., przedstawiono w postaci modelu Sugano-Takagi tradycyjny model wykorzystujący prawa sterowania autopilota i model opisany wcześniej w rozdziale 2. W rozdziale 6. zwrócono uwagę na dynamiczny rozwój logiki rozmytej, szczególnie w ostatnich dziesięciu latach.

Opis programu symulacyjnego Matlab, zastosowanego do badań symulacyjnych, przedstawiono w rozdziale 7. W opisie szczególną uwagę zwrócono na moduł umożliwiający modelowanie rozmyte, zawarty w bibliotece (Fuzzy Logic Toolbox).

Model regulatora rozmytego oraz wyniki badań symulacyjnych zostały zawarte w rozdziale 8. Lingwistyczny model sterowania śmigłowcem wraz ze wskazaniem bazy wiedzy wykorzystanej do jego budowy przedstawiono w podrozdziale 8.1. W podrozdziale 8.2. przedstawiono aplikację regulatora rozmytego śmigłowca wykonaną w programie Matlab. W podrozdziale 8.3. pokazano proces doboru i strojenia regulatora rozmytego. Badania symulacyjne pozwalające ocenić działanie regulatora rozmytego zaprezentowano w podrozdziale 8.4. Badania te przeprowadzono dla układu śmigłowca z regulatorem rozmytym w locie ustalonym oraz w stanach lotu zaburzonego. Zaburzenia prędkości lotu podmuchem wiatru oraz ruchu organem sterowym zdefiniowano wcześniej w rozdziale 4. Możliwości dalszej rozbudowy regulatora rozmytego i poprawienia wyników regulacji przedstawiono w podrozdziale 8.5.

Rozdział 9. zawiera podsumowanie pracy, omówienie wniosków, analizę spełnienia tezy rozprawy doktorskiej.

2. Metody sterowania śmigłowcem.

Według opracowania [82] początkowe prace, dotyczące sterowania śmigłowca, pochodzące z lat siedemdziesiątych (np.[72]) skupiały się na poszukiwaniu odpowiedniej transmitancji i operowały zlinearyzowanym modelem obiektu. Powstałe w wyniku tych prac, klasyczne rozwiązanie problemu, nie spełnia wymogów stawianych automatycznemu sterowaniu. Pierwsze próby odejścia od klasycznego modelu sterowania można zauważyć w pracy [11]. Podstawą modelowania w tej pracy jest zasada sekwencyjnego odwzorowania wyboru elementarnych czynności operatora i metoda kompensacji odchylen od toru nominalnego. Autor opracowania [82] wyróżnia dwie główne tendencje obecnie zauważalne w rozwiązywaniu problemów sterowania śmigłowca. Pierwsza z nich została określona jako modelowanie wykorzystujące prawa sterowania autopilota, natomiast druga jako antropomorficzna koncepcja sterowania.

2.1. Model wykorzystujący prawa sterowania autopilota.

Opracowanie modelu wykorzystującego prawa sterowania polega na złożonej analizie matematycznego modelu śmigłowca i wyliczeniu jak najdokładniejszego sterowania. Wyznacznikiem jakości sterowania jest wielkość błędu sterowania, który wyliczany jest np. jako różnica pomiędzy zaburzeniem a stanem równowagi. Aby uzyskać sterowanie śmigłowca za pomocą autopilota, wylicza się i udoskonala prawa sterowania oraz algorytmy wyliczające ich współczynniki. Takie podejście do problemu sterowania zostało przedstawione w pracach [1], [15], [27], [26], [39], [56], [57]. W pracach [39], [56], [57] współczynniki praw sterowania wyliczane są z rozwiązania układu równań typu Riccatiego i muszą być wyliczane w każdym etapie lotu śmigłowca. Poniżej, za pomocą układu równań (2.1), został pokazany przykład modelu autopilota statycznego [39], [41] wykorzystującego prawa sterowania przy rozdzieleniu ruchu podłużnego i boczego.

$$\begin{aligned}\Delta\Theta_0 &= \tau_w w \\ \Delta\Theta_1 &= \tau_u u + \tau_q q + \tau_\vartheta \vartheta \\ \Delta\Theta_2 &= \tau_v v + \tau_p p + \tau_\phi \phi \\ \Delta\Theta_{so} &= \tau_r r + \tau_\psi \psi\end{aligned}\tag{2.1}$$

Wektor parametrów lotu (wektor parametrów wejściowych) ma składowe:
 u, v, w – przyrosty prędkości liniowych względem osi współrzędnych,
 p, q, r – przyrosty prędkości kątowych względem osi współrzędnych,
 ϑ, ϕ, ψ – przyrosty kątów przechylenia, pochylenia, odchylenia kadłuba.

Wektor sterujący (wektor parametrów wyjściowych) ma składowe:

$\Delta\Theta_0$ – przyrosty kąta skoku ogólnego śmigła nośnego,
 $\Delta\Theta_1$ – przyrosty kąta sterowania w ruchu podłużnym,
 $\Delta\Theta_2$ – przyrosty kąta sterowania w ruchu bocznym,
 $\Delta\Theta_{so}$ – przyrosty kąta skoku śmigła ogonowego.

Współczynniki modelu autopilota $\tau_w, \tau_u, \tau_q, \tau_\vartheta, \tau_v, \tau_p, \tau_\phi, \tau_r, \tau_\psi$ są współczynniki autopilota zależne od parametrów lotu.

2.2. Antropomorficzna koncepcja sterowania.

Ta grupa koncepcji opiera się na badaniach psychologicznych czynności operatora i opracowaniach modelu psychologicznego [8], [11], [43], [47]. Budowany jest tzw. model wewnętrzny. Zaobserwowano, że pilot radzi sobie skutecznie ze sterowaniem tam, gdzie autopiloty były nieskuteczne. Wynika to nie tylko z ograniczonego zakresu sterowania autopilota (tzw. samodzielności określonej na 15-20% zakresu ruchów sterownicami), ale także z powodu różnic w sposobie działania pilota i autopilota.

Uważa się, że w modelu matematycznym oraz w strukturze autopilota antropomorficznego odwzorowanie procesu przewidywania może być dokładniejsze niż u operatora, gdyż informacje o stanie układu są ściśle określone. Zapasy graniczne, a także gradienty zmian obwiedni ekstrapolowanych granic stanu mogą być dokładnie obliczone.

Autor opracowania [82] w pracach nad modelem antropomorficznym wyróżnia cztery następujące typy modeli, które wykorzystują:

- sterowanie przy założeniu nieprzekraczalności obwiedni wybranych granic układu,
- sterowanie z przekroczeniem granic,
- sterowanie wyprzedzające (model predykcyjny),
- decyzję wyboru modyfikacji zadania lotu (sterowanie ekspertowe).

2.3. Układy automatycznego sterowania obecnie wykorzystywane w śmigłowcach.

Konstrukcja układów sterowania wykorzystywanych w śmigłowcach oraz ich algorytmy działania na ogół objęte są tajemnicą strzeżoną przez producenta i nie są publikowane w literaturze. Na przykład śmigłowiec Sokół PZL-Świdnik jest automatyzowany przez francuską firmę *Sextant Avionique*. Wyniki przeprowadzonych doświadczeń na śmigłowcu Sokół oraz opracowane dla niego algorytmy sterowania nie są udostępniane nawet pracownikom PZL-Świdnik.

Na podstawie znalezionych w literaturze (Mi-14 [74], Sikorsky S-76 [28] oraz Apache YAH-64 [12]) opisów układów sterowania śmigłowców jednowirnikowych zauważyć można, że najpowszechniejsze zastosowanie w rzeczywistych realizacjach mają układy sterowania wcześniej opisane jako „wykorzystujące prawa sterowania”. Przykładem obecnie prowadzonych analiz symulacyjnych i naukowych, wyprzedzających zastosowania w przemyśle lotniczym, mogą być prawa sterowania autopilota wyznaczone w sposób analityczny, przedstawione w pracy [39].

Prawa te wymagają w każdym etapie lotu złożonych obliczeń, ponieważ współczynniki autopilota zmieniają się wraz z parametrami lotu. W pracy [39] wykazano, że zastosowanie współczynników autopilota wyznaczonych dla innych parametrów lotu niż stan regulacji wprowadza układ śmigłowiec-autopilot w oscylacje o rosnącej amplitudzie. W konsekwencji układ taki jest destabilizowany. Autor w prac [39], [40] stwierdza, że przy obecnym poziomie techniki niemożliwe jest prowadzenie tych obliczeń w czasie rzeczywistym. Należy również dodać, że prawa te nie rozwiązują w pełni problemu sterowania. Dotyczą one stabilizacji wybranych parametrów lotu i ich skuteczność maleje wraz ze zmniejszaniem prędkości lotu aż do zawisu. Metody regulacji rozmytej mogą stanowić alternatywną drogę rozwiązywania poruszonego problemu. Dotychczasowe doświadczenia stosowania logiki rozmytej do sterowania nietypowymi, nieliniowymi układami wskazują, że często uzyskanie podobnych rezultatów sterowania innymi metodami jest dużo trudniejsze lub niemożliwe. Oczekuje się od metod rozmytych zachowania odpowiedniej skuteczności działania przy jednoczesnym uproszczeniu obliczeniowym. Ponadto sterowanie rozmyte oferuje lepszy interfejs

użytkownika, umożliwiającą wniknięcie do nieliniowości urządzenia sterującego za pomocą systemu translacji procesu. Jest to cecha użyteczna i wartościowa, pozwalająca dodatkowo wykorzystać w strukturze układu wiedzę zdobytą przez eksperta-pilota.

Na podstawie dotychczasowych doświadczeń można ocenić, że w tej dziedzinie jest jeszcze duże pole pozwalające prowadzić dalsze badania symulacyjne. Możliwe jest prowadzenie testów mających na celu poprawienie jakości sterowania śmigłowcem.

3. Modelowanie przestrzennego ruchu śmigłowca.

3.1. Model matematyczny śmigłowca

Modelowanie dynamiki przestrzennego ruchu śmigłowca jest zagadnieniem bardzo złożonym. Śmigłowiec różni się od innych statków powietrznych sposobem wytwarzania siły nośnej i ciągu umożliwiającego ruch poziomy oraz metodami sterowania. Ze względu na przegubowe lub elastyczne mocowanie łopat wirnika nośnego do piasty, śmigłowiec traktowany jako bryła sztywna często wymaga uwzględnienia wielu stopni swobody. Wiedza dotycząca innych obiektów latających, w technice śmigłowcowej może być wykorzystywana w bardzo ograniczonym zakresie. Większość problemów ma charakter specyficzny dla tego typu konstrukcji.

Śmigłowiec jest jednym z najmłodszych osiągnięć techniki lotniczej. Pierwsze udane prototypy śmigłowca budowano w latach dwudziestych, trzydziestych bieżącego stulecia [88]. Pierwsze analizy i opracowania teoretyczne dotyczące poszczególnych wybranych elementów dynamiki śmigłowca, na przykład problemów dynamiki wirnika nośnego, zaczęły się ukazywać w latach pięćdziesiątych [54]. Pierwsze prace ujmujące całościowo dynamikę śmigłowca zaczęły pojawiać się w latach siedemdziesiątych. Należy zwrócić uwagę, że podstawą analiz teoretycznych są teorie i założenia wyznaczone na podstawie badań empirycznych, stąd występuje duża różnorodność w podejściu do problemu w różnych opracowaniach.

Według autorów opracowania [39] w pracach poświęconych śmigłowcom zauważyć można wyraźny podział na dwie grupy.

Do pierwszej zaliczyć można publikacje zawierające analizę problemów dynamiki, aerodynamiki oraz aerosprężystości izolowanego wirnika nośnego. W tym przypadku możliwe jest uwzględnienie odkształcalności łopat wirnika oraz zmienności ich charakterystyk masowych i wytrzymałościowych wzdłuż rozpiętości. Siły aerodynamiczne określone są w oparciu o charakterystyki aerodynamiczne profili, w których często w różny sposób uwzględnia się wpływ niestacjonarności i skosu opływu [83], [22], [37], [63], [75], [84], [85], [86], [89]. W wielu stanach lotu silny wpływ na łopaty wirnika nośnego mają wiry tworzące za wirnikiem pole wirowe o złożonej strukturze. Pole to modelowane jest na wiele różnych sposobów zależnie od rozpatrywanego zagadnienia [7], [10], [17], [18], [19], [23], [29], [51], [55], [60].

Druga grupa prac dotyczy problemów dynamiki i mechaniki lotu, oraz sposobów określania praw sterowania autopilotów. W wielu przypadkach, do oceny dynamicznych własności śmigłowca wystarczająca jest znajomość przemieszczeń liniowych oraz kątowych kadłuba. Można wtedy zagadnienie uprościć nie rozpatrując przemieszczeń ruchomych części śmigłowca. Taki model dynamiki określić można jako „samolotowy” – ruch opisany jest równaniami równowagi sił i momentów, które uzupełnia się związkami kinematycznymi. Tego typu sposób analizy dynamiki lotu śmigłowca można między innymi znaleźć w pracach [50], [24], [36], [45], [52], [53]. Niekiedy, we wcześniejszych badaniach, model ten był dodatkowo upraszczany - w najprostszych modelach śmigłowiec traktowano jako wahadło fizyczne.

W pracach [30], [31], [32], [33], [34], [39] zaprezentowano podejście rozpatrywania ruchu poszczególnych części kadłuba oraz uwzględniono wiele zjawisk aerodynamicznych jednocześnie z analizą dynamiki kadłuba. W pracy [30], stanowiącej podsumowanie wyników

pokazanych w [31], [32], [33], [34] uwzględniono wszystkie główne stopnie swobody - ruch łopat wirnika nośnego względem przegubów: ruch wirnika względem kadłuba, wahania łopat wirnika nośnego, ruch obrotowy turbin sprężarek silników, kąty Eulera określające przestrzenne położenie kadłuba. Umożliwiło to przeprowadzenie analizy wzajemnych sprzężeń ruchów kadłuba i innych części śmigłowca. Analiza ta została wykonana po wcześniejszej linearyzacji równań dynamiki. Przyjęcie takiej metodyki spowodowało, że wirnik nośny potraktowany został jako generator sił i momentów przenoszonych na kadłub. Siły te obliczano w oparciu o wyrażenia analityczne otrzymane przy wielu założeniach upraszczających dotyczących w szczególności charakterystyk aerodynamicznych i geometrycznych łopat wirnika nośnego. Analiza dynamiki polegała na ocenie wartości i wektorów własnych równania charakterystycznego.

Autor w pracy [82] podejmuje przekrojowy skrót problematyki śmigłowcowej w ujęciu symulacyjnym. W pracy tej autor analizuje problemy symulacji dynamiki lotu, dynamiki struktury śmigłowca, oraz możliwości prześledzenia procesu wytwarzania lub użytkowania. Przedstawione przez autora zestawienie problemów w dużej mierze ułatwia analizę literatury śmigłowcowej.

Ujęcie problemu modelu dynamiki śmigłowca skupia się na analizie modelu „samolotowego”. Podstawowym uproszczeniem modelu dynamiki jest model zlinearyzowany, opisany w pracach [50], [35], [54]. Opis modelu nieliniowego można znaleźć w pracach [50], [82], [39], [16]. W modelu „samolotowym” ruch opisany jest

rozważaniami równowagi sił i momentów. Obliczenie wartości tych sił i momentów w różnych stanach lotu śmigłowca stanowi odrębny problem analizy. Autor pracy [82] proponuje do tego celu wykorzystać teorię elementu łopaty, szczegółowo opisaną w pracach [61], [35], [80].

Teoria elementu łopaty pozwala modelować wirnik nośny przyjmując pewne uproszczenia. Uproszczenia dotyczą geometrii łopat (aproksymacja analityczna obrysu i skreślenia), charakterystyk aerodynamicznych profili łopat, rozkładu pola prędkości indukowanej (np. model Glauerta [61]) i deformacji łopaty (łopata sztywna ze sprężystością w przegubie). Innym sposobem umożliwiającym wyznaczenie sił i momentów działających na śmigłowiec jest metoda wykorzystująca wartości pochodnych aerodynamicznych [39], [50], [49]. Pochodne aerodynamiczne można wyliczyć w przybliżeniu analitycznie na podstawie równań ruchu śmigłowca zlinearyzowanych względem małych zaburzeń lub numerycznie metodą skończonych przyrostów zmiennych stanu. Wartości pochodnych aerodynamicznych określone w punktach pracy są współczynnikami liniowej funkcji będącej pod względem matematycznym odpowiednikiem rozwinięcia w szereg Taylora obciążeń aerodynamicznych względem zmiennych stanu w otoczeniu punktu odpowiadającego lotowi ustalonemu z zachowaniem tylko członów pierwszego rzędu. Funkcja sił i momentów wyliczona w oparciu o wartości pochodnych aerodynamicznych w dużym stopniu uwzględnia sprzężenia sterowania (sprzężenia występują pomiędzy poszczególnymi sterownicami śmigłowca). Takie podejście można znaleźć w pracach [39], [9], [40], [50]. Wyznaczenie pochodnych aerodynamicznych jest możliwe również na podstawie doświadczeń i pomiarów wykonanych na rzeczywistym śmigłowcu. Uzyskanie w taki sposób potrzebnych danych jest jednak trudne, a w szerokim zakresie stanów lotu jest praktycznie nie wykonywalne. Producenci śmigłowców nie zawsze posiadają warunki i fundusze na prowadzenie takich badań, a ponadto takie wyniki nie zawsze są publikowane.

W Polsce śmigłowce są projektowane i produkowane w zakładach PZL-Świdnik koło Lublina. Z opracowania [65] autor rozprawy doktorskiej uzyskał pochodne aerodynamiczne wyznaczone dla dwóch wybranych stanów lotu śmigłowców produkowanych przez PZL-Świdnik.

Ze względu na przedstawione powyżej problemy do badań symulacyjnych obejmujących szeroki zakres zmienności parametrów lotu stosuje się przybliżone pochodne

aerodynamiczne wyliczane metodami numerycznymi. Przykładem takiego ujęcia problemu może być praca [39].

Celem pracy doktorskiej jest zbudowanie modelu symulacyjnego śmigłowca i pokazanie na podstawie doświadczeń symulacyjnych możliwości zastąpienia tradycyjnego rozwiązania problemu autopilota układem sterowania opartym na zasadach logiki rozmytej. W przedstawionej pracy doktorskiej zdecydowano się ograniczyć zakres prowadzonych badań do analizy modelu śmigłowca w zawisie. Decydując się na wybór stanu lotu jakim jest zawis, brano pod uwagę fakt, że w tym stanie lotu śmigłowiec jest trudniejszy do stabilizacji niż w innych stanach lotu np. w ustalonym locie poziomym. Jak pokazano w pracach [39], [32], [50], [83] sprzężenia pomiędzy ruchami podłużnymi i bocznymi są istotne. W pracy [39] wykazano, że prawa sterowania oparte na rozdzielonych równaniach ruchu nie dają zadowalających rezultatów sterowania. W wyniku działania takiego autopilota został spełniony jedynie podstawowy wymóg: aby ruchy własne śmigłowca były tłumione.

Z powyższych powodów zdecydowano się wybrać do badań symulacyjnych przedstawionych w pracy doktorskiej, taki model śmigłowca, który w swoim uproszczeniu pozwoli nie rozpatrywać przemieszczeń ruchomych części śmigłowca i uwzględni sprzężenia występujące pomiędzy siłami działającymi na śmigłowiec. Przedstawionym wymogom odpowiada model „samolotowy”, w którym ruch opisany jest równaniami równowagi sił i momentów działających na śmigłowiec. Wartości sił i momentów dla tego modelu zostały wyliczone na podstawie liniowej funkcji o współczynnikach będącymi wartościami pochodnych aerodynamicznych śmigłowca. Ze względu na ograniczenie badań do modelu śmigłowca w zawisie zdecydowano się na przyjęcie pochodnych aerodynamicznych, uzyskanych z opracowania [65], wyznaczonych w zakładach PZL-Świdnik dla rzeczywistego śmigłowca (typu Kania) w zawisie.

3.2. Układ sterownic.

Szybkość dokonywania zmian położenia sterownic jest ograniczona konstrukcyjnie np. przez zastosowanie tłumika hydraulicznego. W opracowaniu [82] zaleca się przyjmowanie liniowej funkcji przemieszczeń sterownic względem czasu. Szczegóły dotyczące tego zagadnienia można znaleźć w literaturze [8], [47], [59]. W prowadzonych przez autora rozprawy doktorskiej badaniach symulacyjnych szybkość ruchu poszczególnych sterownic jest jednoznacznie określona i ograniczona statycznie przez funkcje przynależności opisujące szybkość ruchu sterów. Dynamikę zmiany prędkości ruchu sterownic ograniczono przez wprowadzenie przed każdą z wartości sterujących transmitancji drugiego rzędu opisaną wzorem (3.1).

$$G(s) = \frac{1}{(0.05s + 1)^2} \quad . \quad (3.1)$$

3.3. Atmosfera wzorcowa.

Wraz ze zmianą wysokości zmienia się gęstość powietrza, jego temperatura i ciśnienie. Zmiany te mają wpływ na warunki i parametry lotu śmigłowca. Dla potrzeb symulacyjnych wartości czynników atmosferycznych można uzyskać z atmosfery wzorcowej (AW) zdefiniowanej w PN-54/L-02001. Wyciąg opisujący atmosferę wzorcową wystarczający dla potrzeb modelu symulacyjnego można znaleźć w literaturze [88]. W modelu „samolotowym” śmigłowca wpływ warunków atmosferycznych na parametry lotu jest pośrednio uwzględniony w wartościach pochodnych aerodynamicznych śmigłowca.

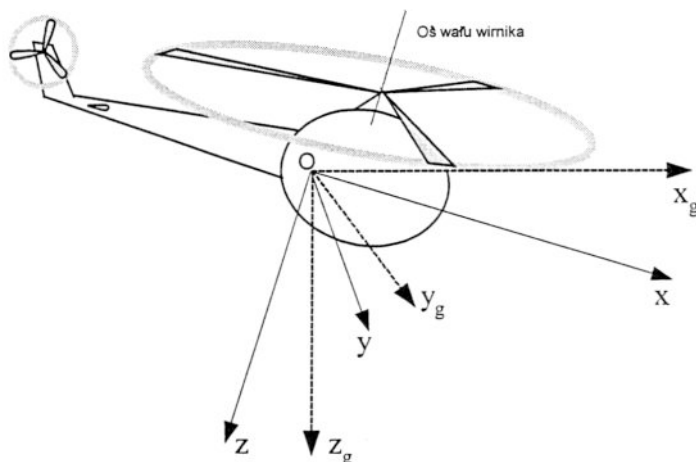
Wartości pochodnych aerodynamicznych są wyznaczane dla ustalonych parametrów lotu śmigłowca znajdującego się w określonych warunkach atmosferycznych.

4. „Samolotowy” model śmigłowca.

Opis oraz wyznaczenie tego „samolotowego” modelu śmigłowca podaje literatura [50], [82]. W modelu tym ruch opisany jest równaniami równowagi sił i momentów, które uzupełnia się związkami kinematycznymi. Tak uproszczone zagadnienie pozwala uwzględnić sprzężenia występujące pomiędzy siłami działającymi na śmigłowca i nie rozpatrywać przemieszczeń ruchomych części śmigłowca.

Ruch kadłuba śmigłowca opisany jest w nieinercyjnych układach współrzędnych $Ox_g y_g z_g$ oraz $Ox y z$. Początek O obu układów współrzędnych znajduje się w środku ciężkości kadłuba śmigłowca (rys. 4.1). Układ współrzędnych $Ox_g y_g z_g$ związany jest z kierunkiem ciężenia. W układzie tym oś z_g jest skierowana pionowo w dół, natomiast oś x_g pokrywa się z linią początkowego kursu śmigłowca. W układzie $Ox y z$, osie x i z leżą w umownej płaszczyźnie symetrii kadłuba, układ ten związany jest z kadłubem śmigłowca. Oś z zwrócona jest do spodu równoległe do osi wału wirnika, oś x zwrócona jest do przodu i prostopadła do osi wału wirnika, natomiast oś y dopełnia układ.

Wzajemne położenie obu układów (rys. 4.1) jest określone za pomocą kątów Eulera (Φ , Θ , Ψ).



Rysunek 4.1. Układy współrzędnych wykorzystane do analizy modelu dynamiki śmigłowca.

Wykaz wielkości fizycznych występujących w równaniach ruchu względem układu $Ox y z$ przedstawiony jest w tabeli 4.1.

Tabela 4.1.

Osie:	X	Y	Z
Prędkość liniowa V	U	V	W
Prędkość kątowna Ω	P	Q	R
Siła aerodynamiczna	X_a	Y_a	Z_a
Siła ciężkości G	X_g	Y_g	Z_g
Moment aerodynamiczny :	L	M	N
Moment bezwładności	I_x	I_y	I_z
Moment dewiacji	I_{yz}	I_{xz}	I_{xy}

Wektor parametrów lotu $\bar{A}$ zapisany jest jako: $\bar{A} = (U, V, W, P, Q, R, \Theta, \Phi)$. Wektor zmiennych sterujących $\bar{B}$ zapisany jest w postaci $\bar{B} = (\Theta_0, \Theta_1, \Theta_2, \Theta_{so})$, gdzie poszczególne jego elementy okraślają odpowiednie kąty sterownic śmigłowca. Wartość Θ_0 jest kątem skoku ogólnego śmigła nośnego, Θ_1 skoku cyklicznego poprzecznego śmigła nośnego, Θ_2 skoku cyklicznego podłużnego śmigła nośnego, natomiast Θ_{so} jest kątem skoku śmigła ogonowego.

W modelu matematycznym występują parametry charakterystyczne dla każdego śmigłowca w danym środowisku zewnętrznym i stanie lotu. Cechy śmigłowca są reprezentowane przez następujące parametry modelu (literatura [73], [65], [39], [41]):

- m – masa śmigłowca (G – siła ciężkości),
- momenty bezwładności występujące w macierzy (4.1),

$$\|I\| = \begin{bmatrix} I_X & -I_{XY} & -I_{XZ} \\ -I_{YZ} & I_Y & -I_{YZ} \\ -I_{ZX} & -I_{ZY} & I_Z \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

- wartości pochodnych aerodynamicznych opisanych jako $X^U, X^V, X^W, X^P, X^Q, X^R, X^{\Theta_0}, X^{\Theta_1}, X^{\Theta_2}, X^{\Theta_{so}}, Y^U, Y^V, Y^W, Y^P, Y^Q, Y^R, Y^{\Theta_0}, Y^{\Theta_1}, Y^{\Theta_2}, Y^{\Theta_{so}}, Z^U, Z^V, Z^W, Z^P, Z^Q, Z^R, Z^{\Theta_0}, Z^{\Theta_1}, Z^{\Theta_2}, Z^{\Theta_{so}}, L^U, L^V, L^W, L^P, L^Q, L^R, L^{\Theta_0}, L^{\Theta_1}, L^{\Theta_2}, L^{\Theta_{so}}, M^U, M^V, M^W, M^P, M^Q, M^R, M^{\Theta_0}, M^{\Theta_1}, M^{\Theta_2}, M^{\Theta_{so}}, N^U, N^V, N^W, N^P, N^Q, N^R, N^{\Theta_0}, N^{\Theta_1}, N^{\Theta_2}, N^{\Theta_{so}}$.

W założeniach autora pracy przyjęto do modelu symulacyjnego, że masa m śmigłowca, siła ciężkości G oraz elementy macierzy momentów bezwładności mają wartości stałe. Ze względu na ograniczenie rozważanego problemu sterowania śmigłowca do zawisu przyjęto, że pochodne aerodynamiczne mają wartość stałą. Pochodne funkcji względem czasu oznaczono kreską w indeksie górnym.

4.1. Ogólna postać równań ruchu śmigłowca.

Równania ruchu śmigłowca zostały wyprowadzone z zasad dynamiki. Opis wyprowadzenia został przedstawiony w pracy [50]. Postać układu równań sił działających na kadłub śmigłowca została przedstawiona wzorem (4.3), natomiast momentów wzorem (4.2). Uwzględniając odpowiednie związki pomiędzy składowymi prędkości kątovej Ω w układzie współrzędnych $Ox y z$ oraz kątami Φ i Θ i ich pochodnymi względem czasu uzyskujemy układ równań (4.4). Równaniami węzłowymi uwzględniającymi związki kinetyczne pomiędzy układami równań (4.2), (4.3), (4.4) są układy równań pozwalające wyznaczyć siły aerodynamiczne (4.6) oraz momenty aerodynamiczne (4.5) działające na śmigłowiec.

$$\begin{aligned} I_X P' - I_{XY} (Q' - PR) - I_{XZ} (R' + PQ) - I_{YZ} (Q^2 - R^2) + QR(I_Z - I_Y) &= L \\ I_Y Q' - I_{XY} (P' + QR) - I_{XZ} (R^2 - P^2) - I_{YZ} (R' - PQ) + PR(I_X - I_Z) &= M \\ I_Z R' - I_{XY} (P^2 - Q^2) - I_{XZ} (P' - QR) - I_{YZ} (Q' + PR) + PQ(I_Y - I_X) &= N \end{aligned} \quad (4.2)$$

$$\begin{aligned} m(U' + QW - RV) &= X_a - G \sin(\Theta) \\ m(V' + RU - PW) &= Y_a - G \cos(\Theta) \sin(\Phi) \\ m(W' + PV - QU) &= Z_a - G \cos(\Phi) \cos(\Theta) \end{aligned} \quad (4.3)$$

$$\Theta' = Q \cos(\Phi) - R \sin(\Phi) \quad (4.4)$$

$$\Phi' = P + Q \sin(\Phi) \operatorname{tg}(\Theta) + R \cos(\Phi) \operatorname{tg}(\Theta)$$

$$L' = L^U U' + L^V V' + L^W W' + L^P P' + L^Q Q' + L^R R' + L^{\Theta_0} \Theta'_0 + L^{\Theta_1} \Theta'_1 + L^{\Theta_2} \Theta'_2 + L^{\Theta_{SO}} \Theta'_{SO} \quad (4.5)$$

$$M' = M^U U' + M^V V' + M^W W' + M^P P' + M^Q Q' + M^R R' + M^{\Theta_0} \Theta'_0 + M^{\Theta_1} \Theta'_1 + M^{\Theta_2} \Theta'_2 + M^{\Theta_{SO}} \Theta'_{SO}$$

$$N' = N^U U' + N^V V' + N^W W' + N^P P' + N^Q Q' + N^R R' + N^{\Theta_0} \Theta'_0 + N^{\Theta_1} \Theta'_1 + N^{\Theta_2} \Theta'_2 + N^{\Theta_{SO}} \Theta'_{SO}$$

(4.6)

$$X'_a = X^U U' + X^V V' + X^W W' + X^P P' + X^Q Q' + X^R R' + X^{\Theta_0} \Theta'_0 + X^{\Theta_1} \Theta'_1 + X^{\Theta_2} \Theta'_2 + X^{\Theta_{SO}} \Theta'_{SO}$$

$$Y'_a = Y^U U' + Y^V V' + Y^W W' + Y^P P' + Y^Q Q' + Y^R R' + Y^{\Theta_0} \Theta'_0 + Y^{\Theta_1} \Theta'_1 + Y^{\Theta_2} \Theta'_2 + Y^{\Theta_{SO}} \Theta'_{SO}$$

$$Z'_a = Z^U U' + Z^V V' + Z^W W' + Z^P P' + Z^Q Q' + Z^R R' + Z^{\Theta_0} \Theta'_0 + Z^{\Theta_1} \Theta'_1 + Z^{\Theta_2} \Theta'_2 + Z^{\Theta_{SO}} \Theta'_{SO}$$

4.2. Wyprowadzenie równań węzłowych.

Elementem łączącym równania (4.2), (4.3), (4.4) są siły i momenty aerodynamiczne. Siły i momenty aerodynamiczne wytwarzane są głównie przez wirnik nośny i śmigło ogonowe. Powstają one także w wyniku opływu kadłuba i jego elementów przez powietrze. Na wartość sił i momentów aerodynamicznych mają również wpływ własności fizyczne powietrza w którym znajduje się śmigłowiec (np. gęstość, lepkość, wilgotność), odległość śmigłowca od powierzchni ziemi, parametry i historia lotu. Tak duża ilość czynników, na ogół ich nieliniowy i niestacjonarny charakter sprawia, że bardzo trudne jest wyznaczenie tych sił i momentów. W praktyce stosuje się szereg uproszczeń pozwalających w ograniczonym zakresie przybliżyć rzeczywistość. Aby wyznaczyć siły i momenty aerodynamiczne można założyć punkt pracy i przyjąć, że przy niewielkich i niezbyt szybkich odstępstwach od tego punktu ich wartość nie zmienia się istotnie. Zakłada się, że w pobliżu przyjętego punktu pracy siły i momenty aerodynamiczne można przedstawić jako liniowe funkcje przyrostów zmiennych stanu.

Z matematycznego punktu widzenia rozłożenie obciążeń aerodynamicznych można rozwinąć w szereg Taylora względem zmiennych stanu w otoczeniu punktu odpowiadającego lotowi ustalonemu i opisać je przybliżeniem pierwszego rzędu.

Tak, jak zostało to opisane w literaturze [50] siły i momenty aerodynamiczne opisać można układami równań (4.7) i (4.8).

$$L = L_1 + L^U dU + L^V dV + L^W dW + L^P dP + L^Q dQ + L^R dR + L^{\Theta_0} d\Theta_0 + \quad (4.7)$$

$$+ L^{\Theta_1} d\Theta_1 + L^{\Theta_2} d\Theta_2 + L^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}$$

$$M = M_1 + M^U dU + M^V dV + M^W dW + M^{\dot{W}} d\dot{W} + M^P dP + M^Q dQ + M^R dR +$$

$$+ M^{\Theta_0} d\Theta_0 + M^{\Theta_1} d\Theta_1 + M^{\Theta_2} d\Theta_2 + M^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}$$

$$N = N_1 + N^U dU + N^V dV + N^W dW + N^P dP + N^Q dQ + N^R dR + N^{\Theta_0} d\Theta_0 +$$

$$+ N^{\Theta_1} d\Theta_1 + N^{\Theta_2} d\Theta_2 + N^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}$$

$$X_a = X_1 + X^U dU + X^V dV + X^W dW + X^P dP + X^Q dQ + X^R dR + \quad (4.8)$$

$$+ X^{\Theta_0} d\Theta_0 + X^{\Theta_1} d\Theta_1 + X^{\Theta_2} d\Theta_2 + X^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}$$

$$Y_a = Y_1 + Y^U dU + Y^V dV + Y^W dW + Y^P dP + Y^Q dQ + Y^R dR +$$

$$+ Y^{\Theta_0} d\Theta_0 + Y^{\Theta_1} d\Theta_1 + Y^{\Theta_2} d\Theta_2 + Y^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}$$

$$Z_a = Z_1 + Z^U dU + Z^V dV + Z^W dW + Z^P dP + Z^Q dQ + Z^R dR +$$

$$+ Z^{\Theta_0} d\Theta_0 + Z^{\Theta_1} d\Theta_1 + Z^{\Theta_2} d\Theta_2 + Z^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}$$

Wartości sił i momentów w locie ustalonym oznaczono indeksem 1 np. $X_1, Y_1, \dots, N_1, M_1$. Przyrosty odpowiednich wartości prędkości liniowych i kątowych oznaczono jako: $dU, dV, \dots, dP, dQ$. Pochodne aerodynamiczne sił i momentów oznaczono zgodnie z zasadą opisaną wzorami (4.9).

$$X^U = \frac{\partial X}{\partial U}, \quad X^V = \frac{\partial X}{\partial V}, \quad \dots, \quad X^Q = \frac{\partial X}{\partial Q}, \quad X^R = \frac{\partial X}{\partial R}, \quad \dots \quad (4.9)$$

$$\dots \quad Y^W = \frac{\partial Y}{\partial W}, \quad Y^P = \frac{\partial Y}{\partial P}, \quad \dots \quad N^U = \frac{\partial N}{\partial U}, \quad N^V = \frac{\partial N}{\partial V}$$

Symulacje lotu śmigłowca zostały prowadzone dla małych prędkości lotu. W takich stanach obserwuje się nieznaczący wpływ statecznika poziomego. Autor zdecydował nie uwzględniać wpływu statecznika poziomego w modelu symulacyjnym i przyjął, że $M^{\dot{W}} d\dot{W} = 0$ (gdzie $\dot{W}$ jest pochodną składowej prędkości liniowej W względem czasu). Przyjęto, że przyrosty parametrów lotu w czasie równe są pochodnym tych parametrów. W wyniku takich działań uzyskano równania węzłowe w postaci (4.7), (4.8).

(4.10)

$$\frac{d(L-L_1)}{dt} = \frac{L^U dU + L^V dV + L^W dW + L^P dP + L^Q dQ + L^R dR + L^{\Theta_0} d\Theta_0 + L^{\Theta_1} d\Theta_1 + L^{\Theta_2} d\Theta_2 + L^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}}{dt}$$

$$\frac{(M-M_1)}{dt} = \frac{M^U dU + M^V dV + M^W dW + M^P dP + M^Q dQ + M^R dR + M^{\Theta_0} d\Theta_0 + M^{\Theta_1} d\Theta_1 + M^{\Theta_2} d\Theta_2 + M^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}}{dt}$$

$$\frac{(N-N_1)}{dt} = \frac{N^U dU + N^V dV + N^W dW + N^P dP + N^Q dQ + N^R dR + N^{\Theta_0} d\Theta_0 + N^{\Theta_1} d\Theta_1 + N^{\Theta_2} d\Theta_2 + N^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}}{dt}$$

(4.11)

$$\frac{(X_a-X_1)}{dt} = \frac{X^U dU + X^V dV + X^W dW + X^P dP + X^Q dQ + X^R dR + X^{\Theta_0} d\Theta_0 + X^{\Theta_1} d\Theta_1 + X^{\Theta_2} d\Theta_2 + X^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}}{dt}$$

$$\frac{(Y_a-Y_1)}{dt} = \frac{Y^U dU + Y^V dV + Y^W dW + Y^P dP + Y^Q dQ + Y^R dR + Y^{\Theta_0} d\Theta_0 + Y^{\Theta_1} d\Theta_1 + Y^{\Theta_2} d\Theta_2 + Y^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}}{dt}$$

$$\frac{(Z_a-Z_1)}{dt} = \frac{Z^U dU + Z^V dV + Z^W dW + Z^P dP + Z^Q dQ + Z^R dR + Z^{\Theta_0} d\Theta_0 + Z^{\Theta_1} d\Theta_1 + Z^{\Theta_2} d\Theta_2 + Z^{\Theta_{SO}} d\Theta_{SO}}{dt}$$

4.3. Model symulacyjny śmigłowca.

Symulacyjny model śmigłowca został wykonany w oparciu o matematyczny model śmigłowca reprezentowany układami równań (4.2), (4.3), (4.4), (4.5), (4.6) w programie Matlab Simulink. Program Matlab Simulink został omówiony w rozdziale 6 pracy doktorskiej. W modelu symulacyjnym sterujące charakterystyki wejściowe reprezentowane są przez prędkości zmiany kątów sterujących śmigłowcem $\bar{B} = (\Theta'_0, \Theta'_1, \Theta'_2, \Theta'_{SO})$. Parametrami wyjściowymi modelu symulacyjnego podobnie jak modelu matematycznego są składowe prędkości liniowych i kątowych śmigłowca względem układu współrzędnych Ox y z oraz kąty pochylenia i przechylenia śmigłowca. Wektor parametrów lotu opisany jest jako $\bar{A} = (U, V, W, P, Q, R, \Theta, \Phi)$. Do badań symulacyjnych przyjęto wartości momentów bezwładności, masy śmigłowca, odpowiadające rzeczywistemu śmigłowcowi typu Kania produkowanemu przez zakłady PZL Świdnik. Wartości pochodnych sił i momentów aerodynamicznych zostały wyznaczone w zakładzie PZL Świdnik dla śmigłowca typu Kania w zawisie na wysokości 1000 metrów. Powyższe parametry uzyskano z opracowania [65] i przedstawiono w tabelach 4.2, 4.3, 4.4, 4.5.

Tabela 4.2.

Wartości pochodnych sił aerodynamicznych śmigłowca w zawisie.					
$X^U = -60.6$	$[(N\ s)/m]$	$Y^U = 32.0$	$[(N\ s)/m]$	$Z^U = -154.4$	$[(N\ s)/m]$
$X^V = -7.6$	$[(N\ s)/m]$	$Y^V = -158.6$	$[(N\ s)/m]$	$Z^V = 0$	$[(N\ s)/m]$
$X^W = -79.4$	$[(N\ s)/m]$	$Y^W = 7.6$	$[(N\ s)/m]$	$Z^W = -1235.1$	$[(N\ s)/m]$
$X^P = 695.3$	$[(N\ s)/rad]$	$Y^P = -970.0$	$[(N\ s)/rad]$	$Z^P = -205.8$	$[(N\ s)/rad]$
$X^Q = 893.3$	$[(N\ s)/rad]$	$Y^Q = 674$	$[(N\ s)/rad]$	$Z^Q = -16.4$	$[(N\ s)/rad]$
$X^R = 1.4$	$[(N\ s)/rad]$	$Y^R = 961.2$	$[(N\ s)/rad]$	$Z^R = 0$	$[(N\ s)/rad]$
$X^{\Theta_0} = -16854$	$[N/rad]$	$Y^{\Theta_0} = 6142.8$	$[N/rad]$	$Z^{\Theta_0} = -322197.9$	$[N/rad]$
$X^{\Theta_1} = -67501.5$	$[N/rad]$	$Y^{\Theta_1} = 7592.7$	$[N/rad]$	$Z^{\Theta_1} = 2283.4$	$[N/rad]$
$X^{\Theta_2} = -7588.5$	$[N/rad]$	$Y^{\Theta_2} = -67500.9$	$[N/rad]$	$Z^{\Theta_2} = -538.6$	$[N/rad]$
$X^{\Theta_{so}} = 0$	$[N/rad]$	$Y^{\Theta_{so}} = 22907.6$	$[N/rad]$	$Z^{\Theta_{so}} = 0$	$[N/rad]$

Tabela 4.3.

Wartości pochodnych momentów aerodynamicznych śmigłowca w zawisie.					
$L^U = 11.2$	$[N\ s]$	$M^U = 137.1$	$[N\ s]$	$N^U = 2.1$	$[N\ s]$
$L^V = -201.6$	$[N\ s]$	$M^V = 11.4$	$[N\ s]$	$N^V = 961.2$	$[N\ s]$
$L^W = 5.5$	$[N\ s]$	$M^W = -74.3$	$[N\ s]$	$N^W = 808.2$	$[N\ s]$
$L^P = -5463.1$	$[(N\ m\ s)/rad]$	$M^P = 5165.3$	$[(N\ m\ s)/rad]$	$N^P = 789.5$	$[(N\ m\ s)/rad]$
$L^Q = 4970.3$	$[(N\ m\ s)/rad]$	$M^Q = -5017$	$[(N\ m\ s)/rad]$	$N^Q = 6943.5$	$[(N\ m\ s)/rad]$
$L^R = 647.4$	$[(N\ m\ s)/rad]$	$M^R = 2.1$	$[(N\ m\ s)/rad]$	$N^R = -9204.5$	$[(N\ m\ s)/rad]$
$L^{\Theta_0} = 5589.3$	$[(N\ m)/rad]$	$M^{\Theta_0} = -27326$	$[(N\ m)/rad]$	$N^{\Theta_0} = 226489.4$	$[(N\ m)/rad]$
$L^{\Theta_1} = 5601.9$	$[(N\ m)/rad]$	$M^{\Theta_1} = 208552.4$	$[(N\ m)/rad]$	$N^{\Theta_1} = -905.6$	$[(N\ m)/rad]$
$L^{\Theta_2} = -208209.2$	$[(N\ m)/rad]$	$M^{\Theta_2} = 5703.0$	$[(N\ m)/rad]$	$N^{\Theta_2} = 12376.3$	$[(N\ m)/rad]$
$L^{\Theta_{so}} = 13715.9$	$[(N\ m)/rad]$	$M^{\Theta_{so}} = 0$	$[(N\ m)/rad]$	$N^{\Theta_{so}} = 219811.2$	$[(N\ m)/rad]$

Tabela 4.4.

Momenty bezwładności śmigłowca o masie $m = 4000$ [kg] względem osi układu		
$I_x = 8503.51$	$[kg\ m^2]$	$I_y = 31366.99$ $[kg\ m^2]$ $I_z = 24790.41$ $[kg\ m^2]$,

Tabela 4.5.

Momenty dewiacyjne śmigłowca o masie $m = 4000$ [kg] względem osi układu		
$I_{xy} = -494.23$	$[kg\ m^2]$	$I_{xz} = 4354.82$ $[kg\ m^2]$ $I_{yz} = 95.53$ $[kg\ m^2]$,

Warunki początkowe badanego modelu śmigłowca zależą od etapu lotu, w którym będzie się rozpoczynać symulację. Wektor $\bar{A} = (U, V, W, P, Q, R, \Theta, \Phi)$, w każdym etapie lotu określa konkretny jego stan. Zakres prowadzonych badań dotyczy zachowania się śmigłowca w zawisie. Można zatem przyjąć zerowe warunki początkowe i równowagę sił działających na śmigłowiec. Z matematycznego punktu widzenia model posiada punkt równowagi i przy

założonych zerowych warunkach początkowych i równowadze sił działających na śmigłowiec model symulacyjny pozostaje w takim punkcie równowagi. W rzeczywistości śmigłowiec nigdy nie osiąga punktu równowagi. Na śmigłowiec oddziałuje szereg zakłóceń, generowanych nawet z układów wewnętrznych śmigłowca. Zakłócenia te wzbudzają drgania własne śmigłowca. Autor niniejszej pracy wprowadza w stanie ustalonym lotu śmigłowca bardzo małe zaburzenia zbliżone co do wartości do zera, w celu wytrącenia układu z punktu równowagi i wzbudzenia drgań własnych śmigłowca.

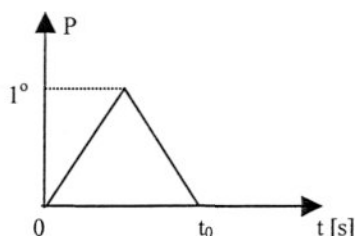
Do symulacji przyjęto zakresy pracy urządzeń sterowych śmigłowca uzyskane z dokumentacji rzeczywistego śmigłowca [66]. Zakresy te zostały określone na podstawie wychyleń kątów granicznych wychylenia sterownic:

- dla skoku ogólnego śmigła nośnego $\Theta_0 \in (1^\circ; 13^\circ)$,
- dla skoku podłużny śmigła nośnego $\Theta_1 \in (-7^\circ; +6^\circ)$,
- dla skoku poprzecznego śmigła nośnego $\Theta_2 \in (-5^\circ; +5^\circ)$,
- dla skoku śmigła ogonowego $\Theta_{SO} \in (-10^\circ; +20^\circ)$.

4.4. Zaburzenia lotu ustalonego.

Na podstawie literatury [39], [59] zdecydowano się wprowadzić do badanych układów zaburzenia lotu ustalonego w postaci krótkich wychyleń organów sterowania oraz podmuchu wiatru. Określając wielkość zaburzeń zostały uwzględnione przyjęte założenia modelu śmigłowca w zawisie oraz ograniczenia wynikające z przyjętych ocen jakościowych regulatora rozmytego.

Zaburzenie układu na ruch organów sterowania zdefiniowano jako przebieg o kształcie trójkątnym (rys 4.2). Przyjęto maksymalną wartość przyrostu wymuszenia w stosunku do stanu ustalonego 1° , natomiast czas wymuszenia przyjęto 1 lub 2 sekundy. Kształt wykresu zaburzenia oraz przyjęte wartości pozwalają przypuszczać, że takie zachowanie organów sterowych jest możliwe do wykonania przez pilota śmigłowca. Przyjęto, że zaburzenie będzie wprowadzane oddzielnie na każdy organ sterowania. Zatem wprowadzane są zaburzenia kątów Θ_0 – skoku ogólnego śmigła nośnego, Θ_1 – sterowania w ruchu podłużnym, Θ_2 – sterowania w ruchu bocznym, Θ_{SO} – skoku śmigła ogonowego. Czas trwania zaburzenia przyjęto $t_0 = 1$ [s].

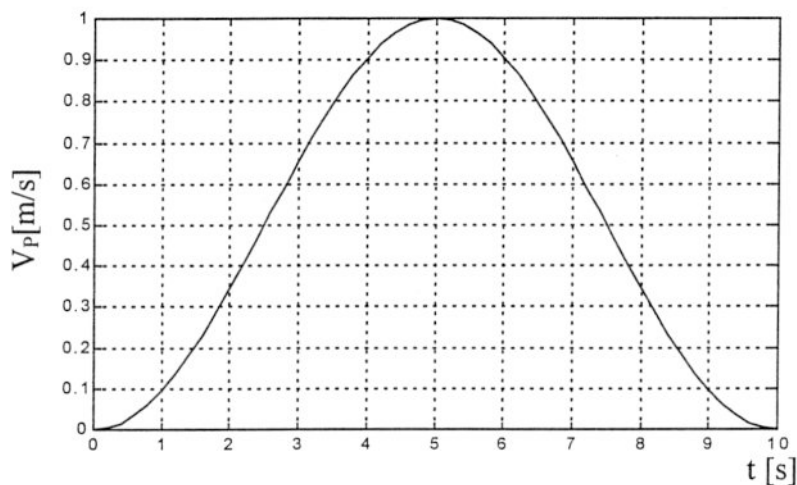


Rysunek 4.2. Wykres zaburzenia w postaci ruchu organów sterowania, P.- przyrost kąta wybranego organu sterowania (Θ_0 – skoku ogólnego, Θ_1 – skoku podłużnego, Θ_2 – skok poprzecznego, Θ_{SO} – skoku śmigła ogonowego).

Podobnie jak w literaturze [39], [59] zostało zdefiniowane zaburzenie podmuchem wiatru. Wpływ zaburzenia podmuchem został przetestowany oddzielnie dla składowych prędkości wzdłuż osi układu związanych z kadłubem śmigłowca Ox , y z. W obliczeniach założono, że podmuch ma charakter sinusoidalny i może zostać zdefiniowany wzorem (4.12). Jako początek podmuchu przyjęto początkowy czas symulacji, czyli czas $t=0$. Maksymalna amplituda podmuchu przyjęta w obliczeniach wynosi $V_{Pmax}=1$ [m/s], natomiast czas trwania

podmuchu $\Delta t_p = 10$ [s]. Tak określony podmuch pokazano na wykresie (rys. 4.3) Norma (*UK Airworthiness Defence Standard*) [59] klasyfikuje intensywność podmuchu w czterostopniowej skali (*lekki, umiarkowany, ostry, skrajny*). Podmuch o szybkości 1 [m/s] w tej klasyfikacji jest *umiarkowany*.

$$V_p = 0.5 V_{p_{\max}} \left[1 - \cos \left(\frac{2\pi}{\Delta t_p} t \right) \right] \quad \text{dla} \quad 0 \leq t \leq \Delta t_p \quad (4.12)$$



Rysunek 4.3. Wykres zaburzenia podmuchem wiatru.

5. Stateczność śmigłowca

Ogólną cechą używaną do oceny śmigłowca po wytrąceniu go ze stanu równowagi jest stateczność. Rozróżnia się dwa rodzaje stateczności: stateczność statyczną, stateczność dynamiczną.

Pierwsza z nich określa kierunek i wartość tendencji do powrotu do stanu równowagi. Matematycznie stateczność statyczna jest określana stosunkiem przyrostu momentu pojawiającego się po wytrąceniu układu z równowagi do zmiany wybranego parametru lotu. W śmigłowcu za najistotniejsze uznaje się stateczność statyczną względem kąta natarcia oraz względem prędkości liniowych. Stateczność śmigłowca oddzielnie rozpatruje się dla ruchu podłużnego i boczno. Stateczność statyczna względem kąta natarcia opisuje się warunkiem (5.1).

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = M^{\alpha} < 0 \quad (5.1) \quad \text{gdzie } \alpha - \text{ kąt natarcia.}$$

Stateczność statyczna w ruchu podłużnym względem prędkości lotu uwarunkowana jest zależnością (5.2).

$$\frac{\partial M}{\partial U} = M^U > 0. \quad (5.2)$$

Stateczność statyczna w ruchu bocznym prędkości lotu względem prędkości lotu uwarunkowana jest zależnością (5.3), (5.4).

$$\frac{\partial L}{\partial V} = L^V < 0, \quad (5.3)$$

$$\frac{\partial N}{\partial V} = N^V > 0. \quad (5.4)$$

Przy określaniu stateczności dynamicznej bierze się pod uwagę zmiany odchylenia od punktu równowagi w czasie. Jeżeli wielkość zaburzenia w czasie maleje, to obiekt latający można uznać za stateczny dynamicznie.

W literaturze [39], [59] zostały zamieszczone ogólne opisy zachowania się śmigłowca. Z powyższych opisów wynika, że większość śmigłowców cechuje się niestatecznością statyczną względem kąta natarcia, statecznością statyczną względem prędkości liniowych oraz niestatecznością dynamiczną.

Wartości pochodnych aerodynamicznych zawarte w tabeli 4.3. oraz w tabeli 5.1. (dane uzyskane z opracowania [65]) dotyczące śmigłowca rozważanego przez autora pracy doktorskiej wskazują, że śmigłowiec ten jest stateczny statycznie względem prędkości liniowych, natomiast stateczny statycznie względem kąta natarcia jest od prędkości 100km/h. Warunki (5.2), (5.3), (5.4) są spełnione dopiero dla śmigłowca w zawisie, natomiast warunek (5.1) jest spełniony dla śmigłowca poruszającego się z prędkością 100km/h do przodu. Powyżej tej prędkości obserwuje się wyraźny wpływ statecznika poziomego.

W literaturze [39] zostały przeprowadzone analizy, które również wykazały zgodność tezy dotyczącej stateczności statycznej śmigłowca. Na podstawie niestateczności statycznej kąta natarcia zostały wyciągnięte wnioski o niestateczności dynamicznej śmigłowca. Wnioski

te zostały potwierdzone badaniem symulacyjnym, w którym zbadano parametry lotu śmigłowca bez autopilota w funkcji czasu. Podobne doświadczenia mające na celu określenie stateczności dynamicznej śmigłowca zostały przeprowadzone przez autora pracy doktorskiej.

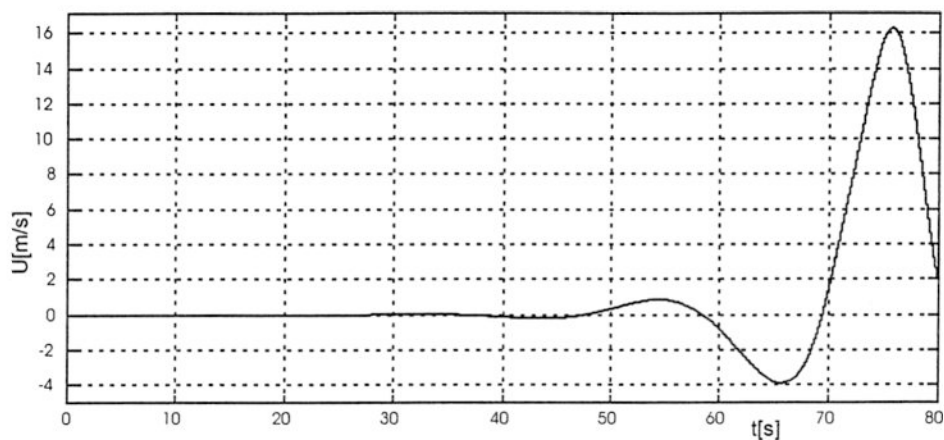
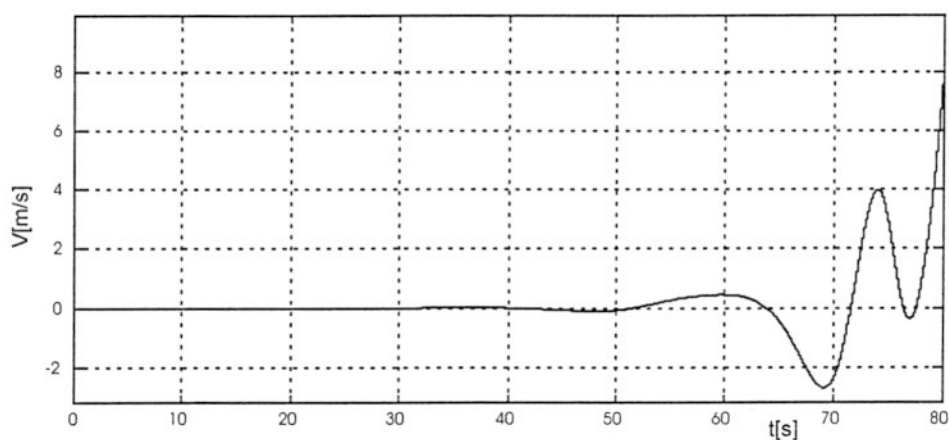
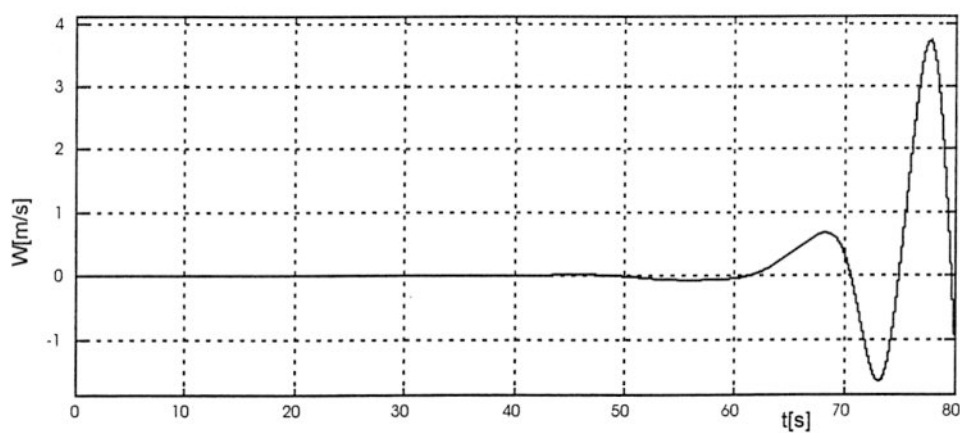
Tabela 5.1.

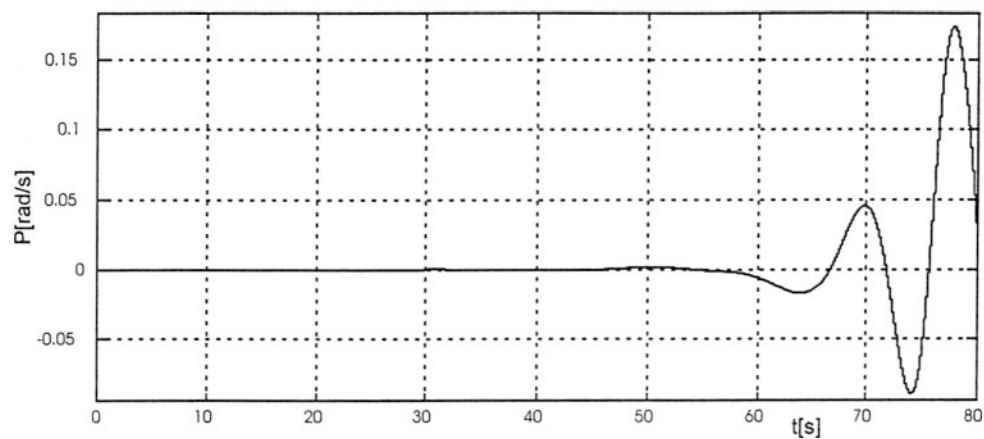
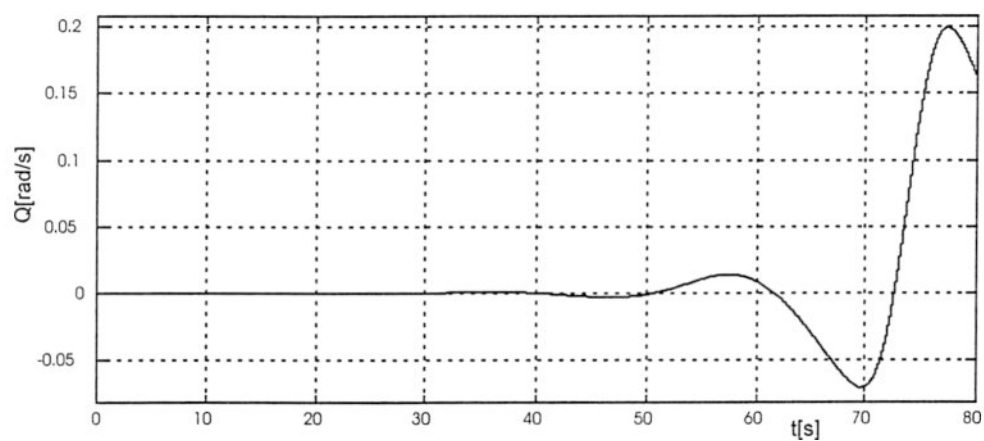
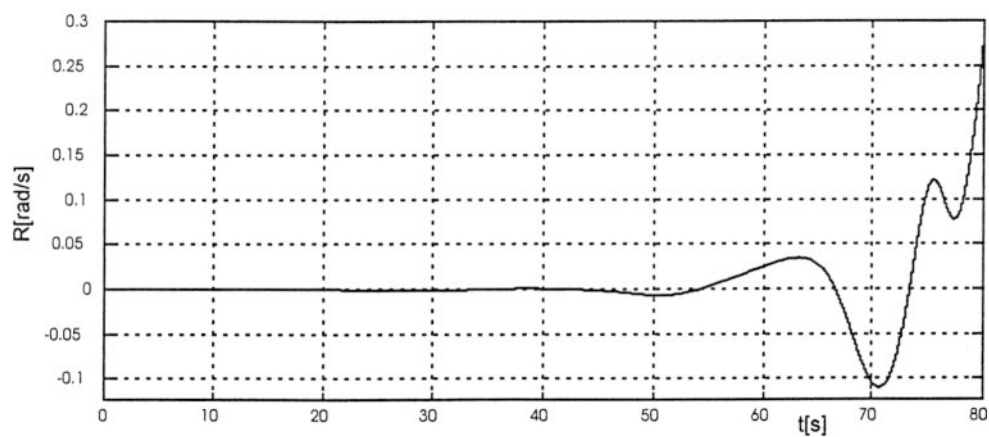
Prędkość lotu do przodu w [km/h]	Bezwymiarowe wartości pochodnych aerodynamicznych M^α			
	składowe			suma M^α
	Od wirnika nośnego	od kadłuba	od statecznika poziomego	
0	0	0	0	0
50	-0.03	0.0686	0.0241	0.0627
100	0.0302	0.2743	-0.3971	-0.0927
150	0.2534	0.6171	-1.1174	-0.2469
200	0.8983	0.5485	-1.9777	-0.5309

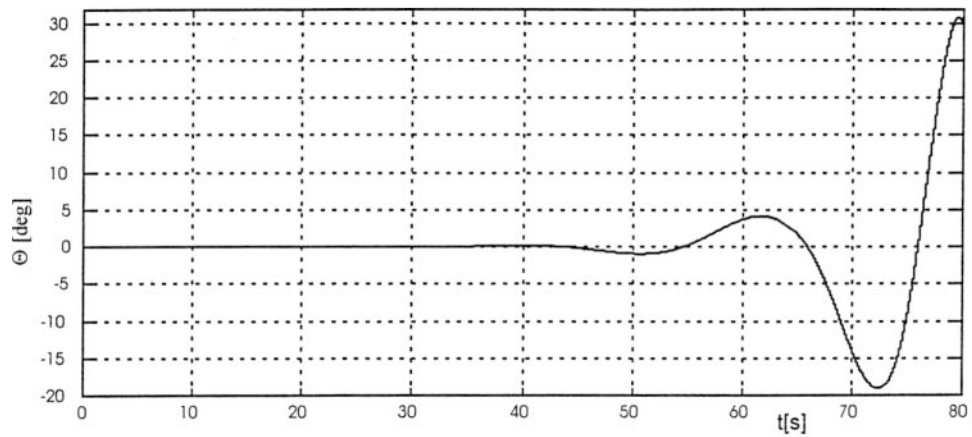
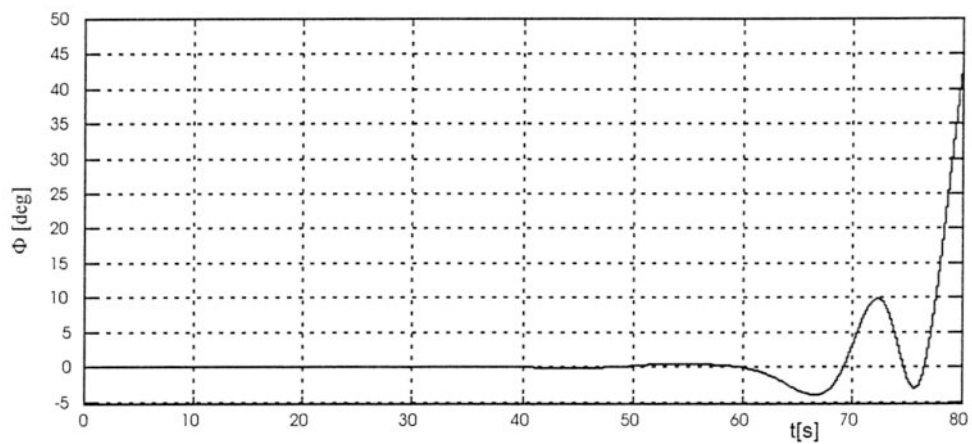
5.1. Parametry lotu śmigłowca bez udziału sterowania rozmytego.

Na rysunkach (rys. 5.1, 5.2, 5.3, 5.4, 5.5, 5.6, 5.7, 5.8) zostały przedstawione wykresy parametrów lotu śmigłowca, będącego w stanie początkowym w zawisie. Z rysunków tych wynika, że śmigłowiec jest niestateczny dynamicznie i wykonał złożone ruchy przestrzenne prowadzące w konsekwencji do przekroczenia wartości granicznych, natomiast odchylenia od wartości zadanej mają charakter periodyczny. Podobnie jak w doświadczeniu przedstawionym w literaturze [39] bazującym na innym modelu śmigłowca, na przedstawionych wykresach można wydzielić dwie fazy. Początkowa faza trwająca około 40 sekund to odejście od wartości początkowych następuje powoli. W drugiej fazie wartości parametrów lotu zmieniają się w sposób gwałtowny. W fazie tej śmigłowiec można uznać za niesterowny, niektóre parametry lotu przekraczają zakres eksploatacyjny. Odchylenie kadłuba przekracza kąt 40° i nadal rośnie. Zachowanie takie parametrów modelu symulacyjnego jest niedopuszczalne i w praktyce może świadczyć o katastrofie śmigłowca.

Śmigłowiec jednowirnikowy przyjęty do doświadczeń jest niestateczny dynamicznie. Oznacza to, że w praktyce utrzymanie śmigłowca w zawisie wymaga ciągłej aktywności pilota lub innych urządzeń wspomagających tłumienie niestateczności. W tym celu w śmigłowcach stosowane są bezwładnościowe urządzenia Bella, aerodynamiczne Hillera [88], [77]. Obecnie równolegle do badań naukowych i rozwoju technik mikroprocesorowych unowocześnia się stosowane automatyczne układy stabilizujące i autopiloty.

Rysunek 5.1 Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 5.2. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 5.3. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 5.4. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 5.5. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 5.6. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 5.7. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 5.8. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

6. Logika rozmyta (Fuzzy Logic)

6.1. *Historia i rozwój, aplikacje w przemyśle, przegląd literatury.*

Ograniczony zakres stosowania logiki klasycznej zaczęto już zauważać na początku XX wieku. Bertrand Russell zwrócił uwagę na możliwość zaistnienia paradoksów logicznych w klasycznej logice. Zauważył, że niektóre zdania mogą być jednocześnie fałszywe i prawdziwe, co w klasycznej teorii zbiorów jest niedopuszczalne. Spostrzeżenie to było podstawą do sformułowania przez matematyków w latach dwudziestych zasady, że wszystko można stopniować. W latach trzydziestych natomiast polski matematyk Jan Łukasiewicz, stworzył podstawy logiki wielowartościowej.

Pojęcie zbioru rozmytego (fuzzy sets) zostało wprowadzone po raz pierwszy w 1965 roku. Lotfi Zadeh z University of California w swojej pracy [93] określił pojęcie rozmytości (fuzziness) oraz sformułował podstawowe pojęcia dotyczące zbiorów rozmytych. Na tych pojęciach zostały oparte reguły logiki rozmytej. W 1970 roku wspólnie z Bellmanem opublikował prace [6] o podejmowaniu decyzji w warunkach rozmytych. W 1973 roku Zadeh w swojej pracy [94] uściślił podstawowe pojęcia i reguły logiki rozmytej. Zadeh zastosował logikę Łukasiewicza do każdego elementu zbioru i wyprowadził pełną algebrę zbiorów rozmytych.

Dalszy rozwój i zainteresowanie technikami opartymi o teorię zbiorów rozmytych nastąpił po docenieniu pierwszych praktycznych zastosowań. Pierwsze próby zastosowania nastąpiły dopiero w połowie lat siedemdziesiątych.

Dalsze zastosowania technik sterowania wykorzystujących algorytmy oparte na logice rozmytej zaczęły pojawiać się w Japonii po udanym wdrożeniu w latach osiemdziesiątych systemu sterowania metrem w Sendai. W latach dziewięćdziesiątych rozpoczął się duży rozkwit tej dziedziny, zaczęto wdrażać szereg nowych zastosowań w różnorodnych gałęziach przemysłu [25], pojawiło się również coraz więcej publikacji na ten temat [13], [20], [68], [69], [70], [71], [91], [90]. Również w Polsce logika rozmyta spotkała się z dużym zainteresowaniem, czego dowodem mogą być prace [13], [20], [67], [68], [69], [70], [71], [42], [46], [21]. Pomimo dużych problemów ze sformalizowaną analizą modeli rozmytych, pojawiło się zaufanie do skuteczności ich działania. Przykładem tego mogą być zastosowania teorii zbiorów rozmytych w biomedycynie oraz do sterowania w jednej z elektrowni jądrowych w Belgii.

W wyniku doświadczeń praktycznych wyraźnie ukształtowała się teza pozwalająca stwierdzić, że układy sterujące z logiką rozmytą nadają się szczególnie do sterowania obiektami złożonymi, wieloparametrowymi, nieliniowymi o szybkozmiennych parametrach, takimi, których opis matematyczny jest skomplikowany lub niepełny.

Z dużym powodzeniem, jednym z akademickich zastosowań sterowania rozmytego jest powszechnie opisywane w literaturze (przykład [13], [92], [87], [71]) sterowanie odwróconego wahadła. Autor dysertacji zauważył, że model śmigłowca w najprostszym ujęciu jest porównywany właśnie do modelu odwróconego wahadła.

6.2. Matematyczne podstawy teoretyczne.

Logika rozmyta została początkowo opracowana tak, aby można było w opisie i rozumowaniu stosować szczególny rodzaj wiedzy oparty o lingwistyczne, intuicyjne rozumienie człowieka. Gdy do przedstawienia wiedzy w pewnym systemie zastosowano podejście zorientowane językowo, często cechujące się nieprecyzyjnością, spotkano się z kilkoma niebanalnymi problemami [13], [38].

W klasycznej teorii zbiorów każdy zbiór posiada jednoznacznie określone granice oddzielające elementy należące do niego od nie należących. W wielu przypadkach, gdy operuje się pojęciami charakteryzowanymi w sposób nieprecyzyjny, występują trudności w określeniu przynależności elementu do danego zbioru. Analogowe wielkości wejściowe lub wyjściowe można poddać ocenie lingwistycznej. Przedział temperatury 0°C - 100°C można podzielić na przykład na trzy przedziały wartości lingwistycznych: zimno, ciepło, gorąco. Jeśli mamy temperaturę 35°C , to w klasyczny sposób musimy określić czy jest to jeszcze zimno, czy już ciepło. Dwuwartościowa logika pozwala, by określenie „zimno” było albo prawdziwe, albo fałszywe. W rzeczywistości temperatura 35°C może oznaczać, że w pewnym stopniu jest jeszcze zimno, a w pewnym stopniu już ciepło. W logice klasycznej, gdzie wartość logiczna wyrażenia może być odwzorowana w dwa wzajemnie wykluczające się zbiory, obiekt nie może jednocześnie należeć do zbioru i jego dopełnienia. W logice rozmytej, gdzie zbiory wyrażen prawdziwych (*TRUE*) i fałszywych (*FALSE*) nie są rozłączne, wartość logiczna danego wyrażenia może należeć w części do zbioru zdań prawdziwych (z określoną miarą przynależności) i w części do zbioru zdań fałszywych.

Zbiór rozmyty posiada taką własność, że jego funkcja określająca przynależność elementu do zbioru, odwzorowuje przestrzeń X w odcinek $[0,1]$. Innymi słowy, im bardziej dany element lub obiekt jest charakterystyczny dla cechy danego zbioru, tym bardziej jego stopień przynależności jest zbliżony do 1. Jest to więc rozszerzenie przeciwdziedziny funkcji charakterystycznej określonej wzorem na odcinek $[0, 1]$.

Definicje [38]

1. Zbiorem rozmytym A określonym na przestrzeni X jest zbiór uporządkowanych par:

$$A = \{ (x, \mu_A(x)) \text{ dla } A \}, \quad (6.1)$$

gdzie μ_A jest funkcją przynależności zbioru A .

2. Dopełnienie zbioru A jest zbiór rozmyty A' z funkcją przynależności:

$$\forall x \in X, \mu_{A'}(x) = 1 - \mu_A(x). \quad (6.2)$$

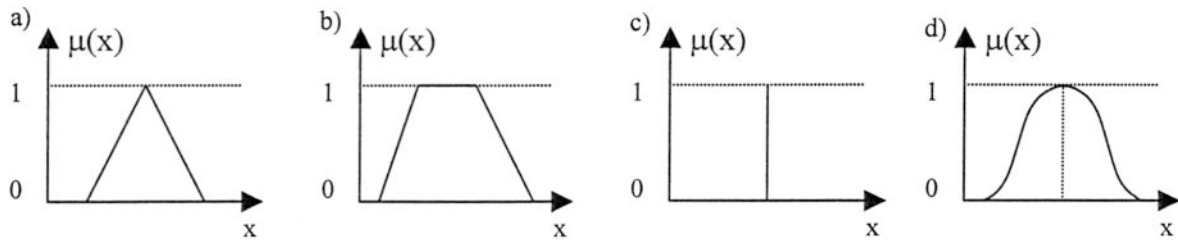
Sposób zapisu zbioru rozmytego A :

$A = \sum_i \mu_A(x_i) / x_i$ dla zbioru z elementów przeliczalnych
lub

$A = \int_i \mu_A(x) / x$ dla zbioru elementów nieprzeliczalnych.

Gdzie „/” – separator, „+” – sens logiczny znaku; lub .

Ze względu na kształt funkcji przynależności wyróżnia się podstawowe typy funkcji przynależności np. trójkątny, trapezoidalne, pojedynczy (singletonowy) Przykładowe kształty funkcji przynależności przedstawione są na rys. 6.1 .



Rysunek 6.1. Przykłady kształtów funkcji przynależności zbiorów rozmytych a) trójkątny, b) trapezoidalne, c) singleton, d) krzywej Gaussa.

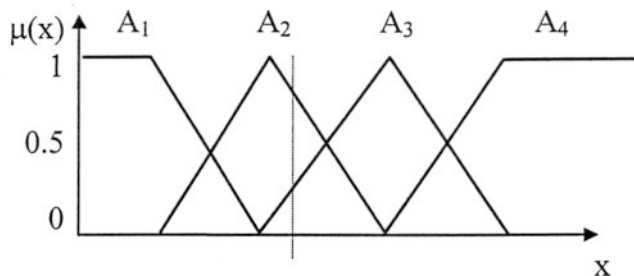
W układach sterowania z wykorzystaniem logiki rozmytej funkcje przynależności opisują zmienne procesowe układu (wejście regulatora) oraz zmienne sterujące (wyjście regulatora). Zarówno dla wejść, jak i wyjść, najczęściej stosowane są proste kształty funkcji przynależności, trapezoidalne lub trójkątne, choć możliwe jest stosowanie również innych funkcji. Prostszy kształt umożliwia łatwą konstrukcję tych funkcji, ich modyfikację i szybsze przetwarzanie. Funkcje tego typu sprawdzają się w dotychczasowych zastosowaniach, co uzasadnia ich wykorzystywanie.

Funkcje przynależności opisujące poszczególne cechy układu mogą zachodzić na siebie. Z faktu zachodzenia granic zbiorów na siebie wynika, że jedna konkretna wartość zmiennej wejściowej może należeć do kilku zbiorów, jednakże pożądanym jest, aby zbiory te spełniały warunek podziału jednostki (6.3). Oznacza to, że suma przynależności do poszczególnych zbiorów dla każdej zmiennej musi być równa 1.

$$\sum_n \mu_{A_n}(x) \equiv 1, \forall x, \quad (6.3)$$

n – numer zbioru rozmytego.

Rysunek (rys. 6.2) przedstawia przykład zbiorów rozmytych A_n spełniających warunek podziału jednostki.



Rysunek 6.2. Przykład zbiorów rozmytych A_n spełniających warunek podziału jednostki.

W teorii zbiorów rozmytych zostały wprowadzone pojęcia zawierania się i równości zbiorów, zdefiniowane zostały podstawowe operacje na zbiorach, określone ich agregacje oraz wyniki działań matematycznych na zbiorach.

Przykłady operacji na zbiorach rozmytych:

Sumą logiczną zbiorów rozmytych A i B jest zbiór rozmyty z funkcją przynależności opisaną wzorem (6.4).

$$\forall x \in X, \mu_{A+B}(x) = \max(\mu_A(x), \mu_B(x)). \quad (6.4)$$

Iloczynem logicznym zbiorów rozmytych A i B jest zbiór rozmyty z funkcją przynależności opisaną wzorem (6.5).

$$\forall x \in X, \mu_{A*B}(x) = \min(\mu_A(x), \mu_B(x)). \quad (6.5)$$

W wyniku rozwoju dziedziny okazało się, że podstawowe operacje na zbiorach nie zawsze odpowiadają zapotrzebowaniom praktycznym. Ponadto nie wszystkie operacje logiczne prowadzone na zbiorach rozmytych są tak jednoznaczne jak w logice klasycznej. W związku z tym zdefiniowano większą ilość operatorów logicznych opisujących operacje pośrednie na zbiorach rozmytych. Określono główne rodzaje spójników logicznych determinujące grupy operatorów:

- spójnik koniunkcji (*I, AND, $\cap, \wedge$*) – operator przecięcia zbiorów rozmytych,
 - spójnik alternatywy (*LUB, OR, $\cup, \vee$*) – operator połączenia zbiorów rozmytych,
 - negacja (*NIE, NOT, $\neg, \neg$*) – operator negacji zbiorów rozmytych.
- W niektórych operatorach wprowadzono ustawiane parametry (operatory nastrajalne).

Przykłady nienastrajalnych logicznych operatorów przecięcia zbiorów rozmytych [64]:

- Operatorowi minimum (MIN) zbiorów rozmytych A i B odpowiada wzór (6.6).

$$\mu_{A \cap B}(x) = \min(\mu_A(x), \mu_B(x)) \quad (6.6)$$

- Operatorowi iloczynu (PROD) zbiorów rozmytych A i B odpowiada wzór (6.7).

$$\mu_{A \cap B}(x) = \mu_A(x) \cdot \mu_B(x) \quad (6.7)$$

- Operatorowi ograniczonej różnicy (bounded difference) zbiorów rozmytych A i B odpowiada wzór (6.8).

$$\mu_{A \cap B}(x) = \max(0, \mu_A(x) + \mu_B(x) - 1). \quad (6.8)$$

Przykłady nienastrajalnych logicznych operatorów połączenia zbiorów rozmytych [64]:

- Operatorowi maksimum (MAX) zbiorów rozmytych A i B odpowiada wzór (6.9).

$$\mu_{A \cup B}(x) = \max(\mu_A(x), \mu_B(x)). \quad (6.9)$$

- Operatorowi sumy algebraicznej (SUM) zbiorów rozmytych A i B odpowiada wzór (6.10).

$$\mu_{A \cup B}(x) = \mu_A(x) + \mu_B(x) - \mu_A(x) \cdot \mu_B(x). \quad (6.10)$$

- Operatorowi ograniczonej sumy (B.SUM) zbiorów rozmytych A i B odpowiada wzór (6.11).

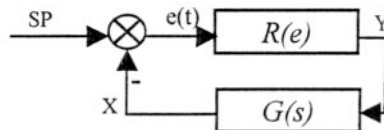
$$\mu_{A \cup B}(x) = \min(1, \mu_A(x) + \mu_B(x)) \quad (6.11)$$

6.3. Regulator rozmyty, system wnioskowania rozmytego.

Rozmyty system sterujący monitoruje, ocenia i steruje obiektem zewnętrznym przez jego systemy wejść i wyjść. Ekspert lub eksperci formułują reguły wnioskowania, określające wzajemne zależności między nieprecyzyjnymi określeniami wejść systemu a zarządzaniem pracą sterowanego obiektu. System wejść zawiera informacje dotyczące stanu zewnętrznego systemu, np. odczyt z czujników, natomiast wyjścia podają odpowiednią wartość

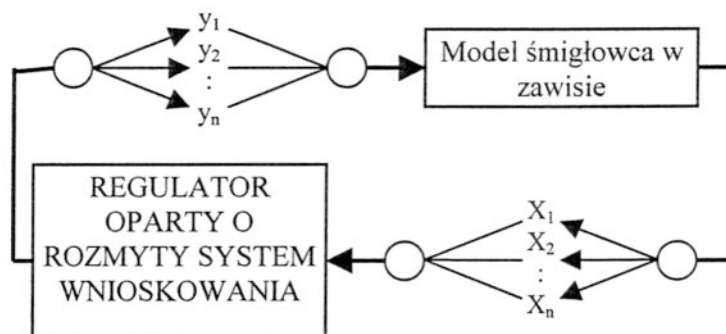
wysterowania urządzeń wykonawczych. Informacje wejściowe mogą wymagać wstępnego przetworzenia, np. skalowania, normalizacji lub innych wstępnych działań analitycznych. Często w celu zdobycia dodatkowych informacji o zachowaniu się obiektu, wartości pomiarowe poddaje się całkowaniu lub różniczkowaniu.

Do sterowania obiektów dynamicznych najczęściej stosuje się regulatory rozmyte przetwarzające uchyb regulacji $e(t)$ na wielkość sterującą Y , zgodnie z charakterystyką regulatora $y=R(e)$ rysunek (rys. 6.3.)



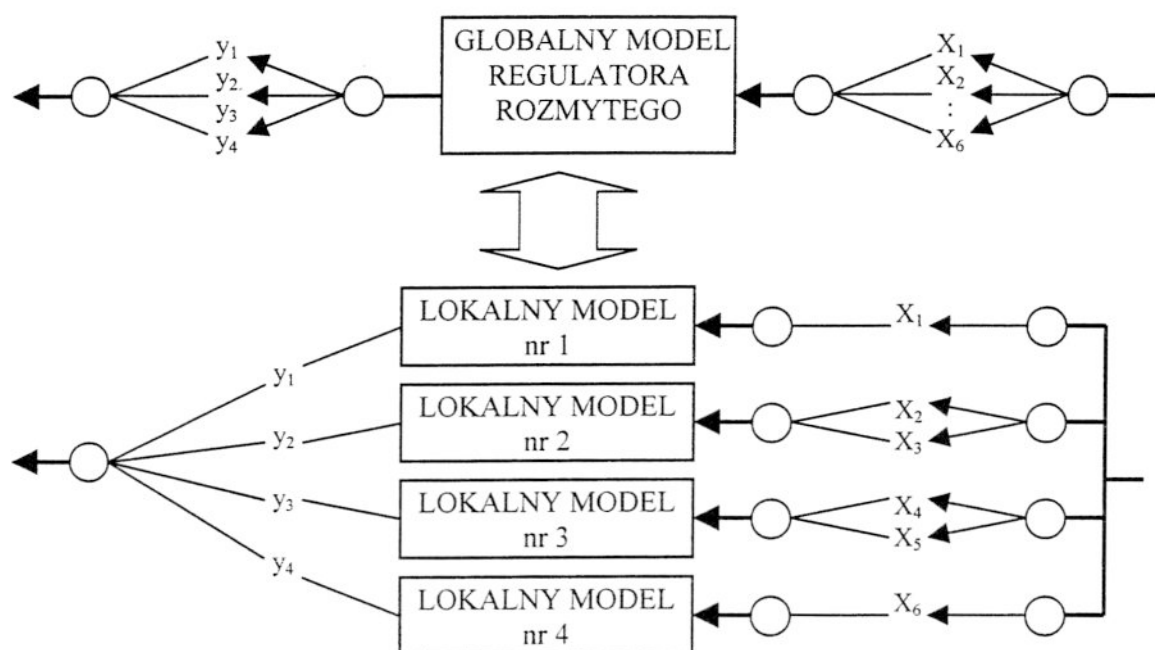
Rysunek 6.3. Ogólny schemat układu sterowania z regulatorem rozmytym, gdzie: R – regulator rozmyty, $G(s)$ – obiekt regulacji, SP – wartość zadana regulacji, $e(t)$ – uchyb regulacji, Y – wartość regulująca (sygnał wejściowy), X – wartość wyjściowa z obiektu (sygnał wyjściowy).

W pracy doktorskiej analizowane jest utrzymanie śmigłowca w zawisie. Wartości zadane parametrów lotu w zawisie w przyjętym układzie regulacji powinny osiągać wartości równe zero. W związku z tym zdecydowano się na opuszczenie członu wyliczającego uchyb regulacji i zbudowano układ symulacyjny według schematu (rys. 6.4).

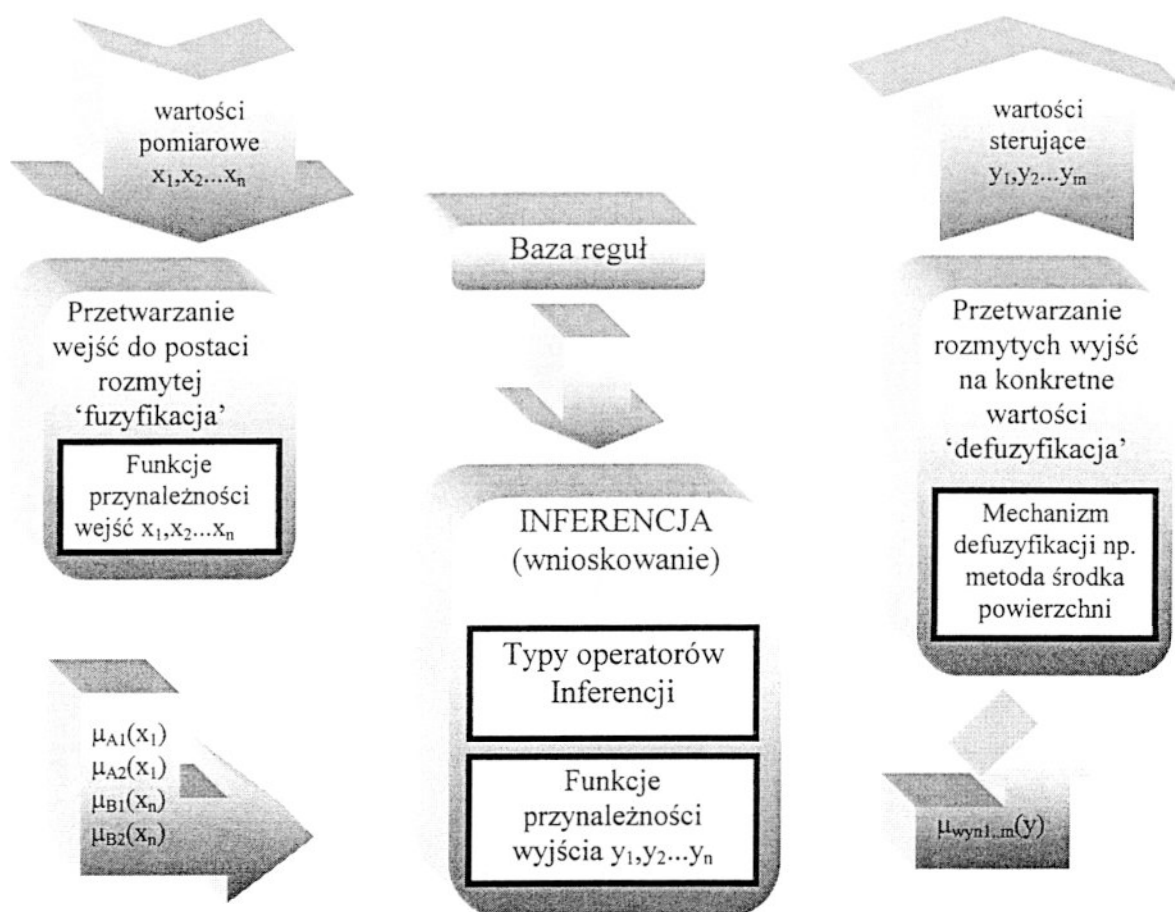


Rysunek 6.4. Ogólny schemat układu sterowania z regulatorem rozmytym przyjęty do symulacji śmigłowca w zawisie, gdzie $x_1, x_2, \dots, x_n$ – parametry lotu śmigłowca (sygnał wejściowy reulatora), $y_1, y_2, \dots, y_m$ – wartość reakcji sterów śmigłowca (sygnał wyjściowy).

Ze względu na dużą liczbę wejść i wyjść regulatora rozmytego śmigłowca pojawił się problem modelu rozmytego globalnego i lokalnego (odniesienie do problemu w literaturze [64]). W pierwszym etapie prac autora model sterowania śmigłowcem miał charakter globalny, dotyczył całej przestrzeni wejść i wyjść (sześć wejść i cztery wyjścia). W celu obniżenia komplikacji modelu i uproszczenia jego analizy zdecydowano się podzielić rozmyty model globalny regulatora na cztery modele lokalne, z których dwa posiadają jedno wyjście i dwa wejścia oraz dwa posiadają jedno wyjście i jedno wejście (ilustracja zagadnienia rys. 6.5). Działanie autora jest zgodne z wnioskami związanymi z opisywanym zagadnieniem modelu globalnego i lokalnego sformułowanymi w literaturze [64]. Stwierdzono, że efektywne strojenie parametrów modelu rozmytego jest możliwe dla względnie małej ilości wejść modelu, nie przekraczającej czterech.



Rysunek 6.5. Schemat ilustrujący przekształcenie globalnego modelu układu sterowania z regulatorem rozmytym na lokalne modele sterowania, gdzie $x_1, x_2, \dots, x_6$ – parametry lotu śmigłowca (sygnał wejściowy reulatora), $y_1, y_2, \dots, y_4$ – wartość reakcji sterów śmigłowca (sygnał wyjściowy).



Rysunek 6.6. Schemat wewnętrznej struktury modelu rozmytego.

Wewnętrzną strukturę modelu rozmytego oraz główne jego elementy schematycznie ilustruje (rys. 6.6). Pokazane na schemacie składniki zostaną omówione w kolejnych podpunktach.

6.3.1. Fuzyfikacja.

W bloku *fuzyfikacja* przeprowadzone zostanie przetwarzanie informacji wejściowych na wartości rozmyte. Każde wejście systemu jest skojarzone z grupą jakościowych klasyfikacji – wartości rozmytych. Stopień przynależności do zbioru rozmytego jest wyznaczony przez funkcje przynależności $\mu_{A1}(x_1)$, $\mu_{A2}(x_1)$, $\mu_{B1}(x_n)$, $\mu_{B2}(x_n)$, które są definiowane przez projektanta systemu lub eksperta z danej dziedziny na podstawie jego intuicji i doświadczenia. Niejako uboczną zaletą odwzorowania konkretnych danych wejściowych na zbiory rozmyte jest to, że projektant może nazwać te zbiory używając języka naturalnego, co ułatwia opis złożonych systemów i czyni go bardziej przejrzystym.

6.3.2. Inferencja (wnioskowanie), baza reguł.

Systemy wykorzystujące logikę rozmytą, to systemy eksperckie, przetwarzające reguły typu *jeśli... to...*. Podstawowym zadaniem *bazy reguł* jest przedstawienie w sposób strukturalny strategii sterowania będącej umiejętnością doświadczonego operatora procesu lub inżyniera specjalisty z dziedziny sterowania. Reguły te przekształcają dane wejściowe – zbiór rozmyty, w dane wyjściowe – inny zbiór rozmyty. Część „*jeśli...*” takiej reguły jest nazywana *poprzednikiem* reguły i jest opisem stanu procesu przez logiczne połączenie pojedynczych twierdzeń rozmytych (przesłanek). Część „*to...*” reguły jest nazywana jej *następnikiem* i składa się z jednej lub kilku akcji (konkluzji). Przesłanki proste reguł odpowiadają wprost wartościom przynależności konkretnej danej do zbioru rozmytego, wyliczonym na etapie „fuzyfikacji” wejść. Przesłanki występujące w jednej regule mogą być połączone spójnikami logicznymi koniunkcji lub alternatywy, przy czym najczęściej jest to spójnik koniunkcji. Możliwe jest, że kilka reguł wyraża tę samą akcję, każda z różną siłą, należy zatem zdecydować, jaka jest ostateczna siła (waga) wyrażonej akcji.

Sposób wnioskowania w systemach logiki rozmytej, które przyjmują wyznaczone przez funkcje przynależności wartości z przedziału $<0,1>$ jest określany jako *uogólniony MODUS PONENS* [5Si] dla zbiorów rozmytych A, B i danej reguły:

JEŚLI (x jest A) *TO* (y jest B)

Gdzie wartość funkcji przynależności x może oznaczać częściową przynależność do A, a wynikowy y można oznaczać „mniej więcej” B.

6.3.2.1 Ocena przesłanek.

Podstawą do przeprowadzenia wnioskowania rozmytego jest sprawdzenie w pierwszym rzędzie stopnia prawdziwości przesłanek poszczególnych reguł. Procedura ta odbywa się zgodnie z zasadą, że im wyższy jest stopień spełnienia przesłanki, tym większy udział reguły w określeniu wynikowego wniosku bazy reguł.

Stopień przesłanki dla reguł prostych, z jednym warunkiem do spełnienia, jest równy wartości funkcji przynależności elementu występującego w regule, jeżeli jest reguła z warunkiem typu:

JEŚLI (x jest A),

to dla $x=x_1$ stopień spełniania przesłanki wynosi wartości funkcji przynależności $\mu_A(x_1)$.

W przypadku, gdy przesłanka jest złożona z dwóch przesłanek prostych połączonych spójnikami logicznymi koniunkcji lub alternatywy wartość stopnia przesłanki wymaga obliczenia. W modelu wnioskowania rozmytego wykonanym przez autora pracy, ocena przesłanki składającej się z przesłanek prostych połączonych spójnikami logicznymi koniunkcji jest wyliczana za pośrednictwem operatora MIN. Ocena przesłanki składającej się z przesłanek prostych połączonych spójnikami logicznymi alternatywy jest wyliczana za pośrednictwem operatora MAX.

Przesłanki mogą mieć postać jeszcze bardziej złożoną. Mogą składać się z części połączonych jednocześnie spójnikami koniunkcji i alternatywy (6.12). Wtedy przyjmuje się taką kolejność obliczania, że najpierw wykonuje się relacje koniunkcji, a w drugiej kolejności relacje alternatywy.

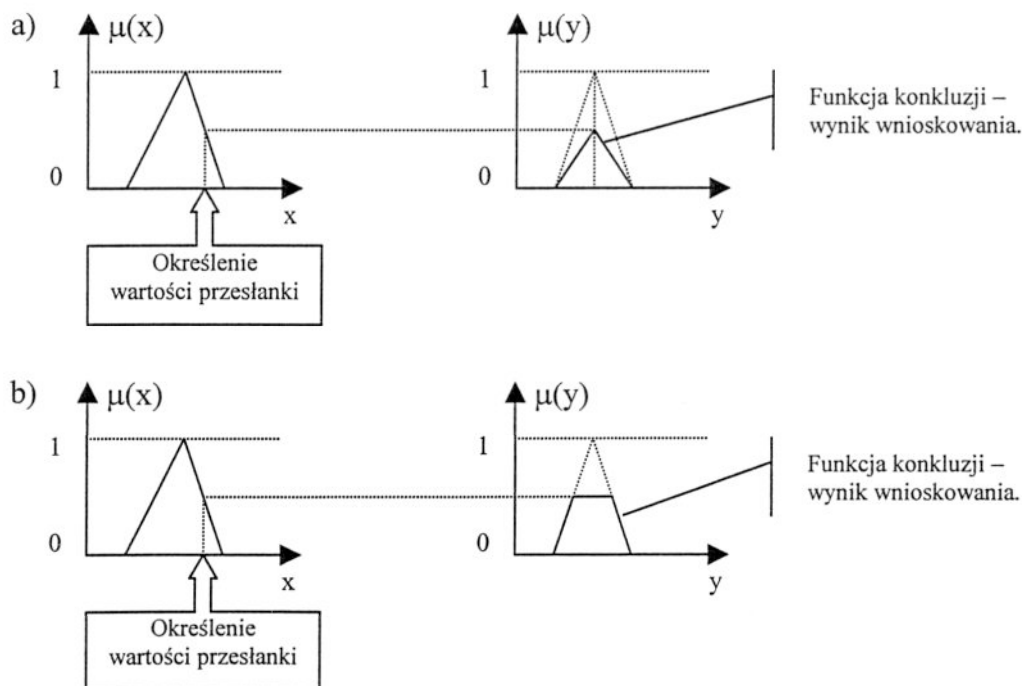
$$JEŚLI (x_A \text{ jest } A) \text{ I } (x_B \text{ jest } B) \text{ LUB } (x_C \text{ jest } C) \quad (6.12)$$

6.3.2.2 Mechanizm inferencji, funkcja przynależności konkluzji.

Konkluzja jest efektem wnioskowania poszczególnych reguł. Podstawowym zadaniem mechanizmu wnioskowania jest obliczanie przybliżonej wartości konkluzji na podstawie udziału każdej reguły z bazy reguł. Jeżeli chodzi o sam mechanizm wnioskowania to można wymienić dwa podejścia najczęściej stosowane w projektowaniu systemu wnioskowania regulatora rozmytego:

- posługującego się implikacją z operatorem PROD,
- posługującego się implikacją z operatorem MIN.

Szczegółowy opis rodzajów wnioskowania i różnic pomiędzy nimi można znaleźć w literaturze [64], [13], [14]. Ideową ilustrację przedstawiającą różnice w obu podejściach do problemu zamieszczono na rysunku (rys. 6.7). Należy zwrócić uwagę, że zastosowanie inferencji z operatorem MIN jest dominujące w regulatorach.



Rysunek 6.7. Inferencja a) z użyciem operatora implikacji PROD b) z użyciem operatora implikacji MIN.

W celu określenia wynikowej funkcji przynależności konkluzji $\mu_{\text{wyn}}(y)$ bazy reguł dla danego wyjścia regulatora konieczne jest połączenie funkcji przynależności będących rezultatem poszczególnych reguł. Czynność tę realizuje się na ogół za pośrednictwem operatora MAX lub SUM, przy czym częściej wykorzystywany jest operator MAX. Proces tworzenia konkluzji wynikowej z konkluzji składowych poszczególnych reguł w literaturze przez niektórych autorów jest nazywany *agregacją reguł* [90]. Można również spotkać się z określeniem tego procesu jako *akumulacji* [64].

Reasumując, łatwo można przewidzieć, że użycie różnych operatorów w procesie inferencji daje różne wyniki wnioskowania. Pojawia się problem, która kombinacja operatorów może dać najlepsze rezultaty i najdokładniej odzwierciedlać właściwy model. Próba rozwiązania tego problemu w teorii zbiorów rozmytych jest zagadnieniem otwartym [64]. W przypadku modeli i regulatorów rozmytych samouczących się (samonastrajalnych) problem ten ma mniej istotne znaczenie. Regulator w procesie strojenia w znacznym zakresie koryguje ewentualne niedokładności wynikające z nieoptymalnego doboru operatorów inferencji. W przypadku modeli i regulatorów nienastrajalnych wpływ użytych operatorów jest silniejszy. Dobór niewłaściwych operatorów nie może być niczym skompensowany. Obecnie dla tego typu układów możliwe jest korzystanie z dotychczasowych doświadczeń z wykorzystaniem logiki rozmytej i poddanie się tendencji wskazującej na korzystniejsze rezultaty działania w większej liczbie przypadków z danym operatorem. Własną ocenę odpowiednich operatorów w konkretnym przypadku można dokonać metodą prób i błędów.

6.3.3. Defuzyfikacja

Działanie modułu *defuzyfikacji* polega na przekształceniu wynikowej funkcji przynależności konkluzji $\mu_{\text{wyn}}(y)$ na pojedynczą wartość y^* zmiennej sterującej. Problematiczne jest w tej procedurze wskazanie właściwej metody odzwierciedlającej w pojedynczą liczbę funkcję przynależności, która często w swojej budowie jest skomplikowana. W praktyce stosuje się bardzo wiele metod defuzyfikacji. Moduł *fuzzy* w oprogramowaniu Matlab w swoim standardzie dysponuje pięcioma metodami defuzyfikacji, z których najbardziej znane to:

- metoda środka obszaru (środek ciężkości, centroid),
- największego maksimum (Largest of Maxima),
- najmniejszego maksimum (Smallest of Maxima),
- środka maksimum (Middle of Maxima).

Metoda środka obszaru wyznacza współrzędne $(y^*, \mu_{\text{wyn}}(y^*))$ środka ciężkości powierzchni pod krzywą wynikowej funkcji przynależności konkluzji $\mu_{\text{wyn}}(y)$ bazy reguł. Wartość współrzędnej y^* stanowi wyjście modułu defuzyfikacji i można ją obliczyć ze wzoru (6.13).

$$y^* = \frac{\int y \mu_{\text{wyn}}(y) dy}{\int \mu_{\text{wyn}}(y) dy}. \quad (6.13)$$

Metody największego maksimum (Largest of Maxima), najmniejszego maksimum (Smallest of Maxima), środka maksimum (Middle of Maxima) polegają na wyznaczeniu wszystkich wartości y , dla których $\mu_{\text{wyn}}(y)$ przyjmuje wartość maksymalną. Spośród grupy wyznaczonych y metoda największego maksimum wybiera największe y , metoda

najmniejszego maksimum wybiera najmniejsze y , metoda środka maksimum wybiera średnie y .

Reasumując, można stwierdzić, że metody wyznaczone z maksimum są prostsze obliczeniowo i mniej czułe na zmiany wartości wejściowych regulatora. Metody te w przeciwieństwie do metody środka ciężkości są „niedemokratyczne”, nie uwzględniają w wyborze wartości wyjściowej wszystkich reguł.

Szczegółowe omówienie powyższych metod można znaleźć w literaturze [64], [13], [90], [67].

6.4. Modelowanie rozmytego wnioskowania.

Zadeh w swoich pierwszych pracach opracował ideę modeli lingwistycznych imitujących myślenie człowieka. W miarę rozwoju logiki rozmytej opracowywane są nowe modele wnioskowania rozmytego oparte na idei Zadeha, [64], [90], [4], [62] dążące do uzyskania coraz większej dokładności lub uproszczenia struktury. Spośród proponowanych w literaturze modeli, model Mamdaniego oraz model Sugano-Takagi są najbardziej znane i można znaleźć ich gotowe aplikacje w różnego typu oprogramowaniu (np. w Matlab) przewidzianym do modelowania rozmytego.

6.4.1. Model rozmytego wnioskowania Mamdaniego [13], [90], [64].

Jednym z podstawowych modeli pozwalającym sterować obiektem dynamicznym jest model zaproponowany przez Mamdaniego. W założeniu tego modelu projektant nie wnika w istotę fizyczną zjawiska. Model jest budowany na podstawie nieprecyzyjnej lingwistycznej wiedzy eksperta o systemie lub na podstawie odwzorowania przyjętych sygnałów systemu wejść na wyjścia.

Model Mamdaniego jest zbiorem reguł, z których każda definiuje jeden rozmyty punkt w tej przestrzeni. Zbiór rozmytych punktów tworzy wykres rozmyty, w którym interpolacja pomiędzy punktami zależy od użytych elementów aparatu logiki rozmytej.

Postać reguły w modelu Mamdaniego pokazuje przykład (6.14).

$$\text{JEŚLI } (x \text{ jest } A) \text{ TO } (y \text{ jest } B), \quad (6.14)$$

gdzie A, B są zbiorami rozmytymi, x zmienną wejściową, y zmienną wyjściową.

Funkcje przynależności jakościowych elementów reguł mogą być budowane na podstawie punktów charakterystycznych wykresu odwzorowania sygnałów wejściowych na wyjściowe systemu. Punkty charakterystyczne wybiera się w miejscach przegięć, znaczących załamów, maksimów, minimów wykresu lub w otoczeniu tych miejsc. Zwiększanie liczby zdefiniowanych punktów charakterystycznych może wpłynąć na zwiększenie dokładności modelu rozmytego oraz na zwiększenie jego złożoności. W zależności od specyfiki modelowanego procesu projektant dokonuje kompromisowego wyboru pomiędzy dokładnością odwzorowania rozmytego modelu a prostotą jego struktury.

Model Mamdaniego został wykorzystany przez autora pracy do budowy rozmytego regulatora śmigłowca w zawisie, stąd przykład zastosowania tego typu modelu będzie można prześledzić w dalszych rozdziałach pracy.

6.4.2. Model rozmytego wnioskowania Sugano-Takagi [13], [64], [90], [76].

Modele Sugano-Takagi są często nazywane rozmytymi modelami liniowymi [64], [2], [3]. Ten typ modelowania łączy w sobie cechy sterowania rozmytego z tradycyjnym opisem funkcjonalnym działania systemu. Podejście do modelowania zgodne z Sugano-Takagi często pozwala w łatwy sposób wykorzystać wiedzę zdobytą tradycyjnymi metodami.

W literaturze [64] można znaleźć uzasadnienie wykazujące, że z analitycznego punktu widzenia model Sugano-Takagi jest uogólnieniem modelu Mamdaniego, jednak różnica w interfejsie obu metod wskazuje na ich różne znaczenie w praktycznym zastosowaniu.

Podstawowa różnica pomiędzy modelami Mamdaniego i Sugano-Takagi dotyczy postaci reguł wnioskowania. W modelu Sugano-Takagi konkluzja reguły składa się z funkcji – przykład (6.15).

$$JEŚLI (x \text{ jest } A) \text{ TO } (y = f(x)). \quad (6.15)$$

Funkcja $y = f(x)$ może być nieliniowa, jednak najczęściej stosuje się funkcje liniowe postaci $y = ax + b$. Dla układów wielowymiarowych ($x_1, x_2, \dots, x_n$ – wejścia od 1 do n , $y_1, y_2, \dots, y_m$ – wyjścia od 1 do m) wymieniona funkcja przybiera postać $y_{1,2,\dots,m} = f_{1,2,\dots,m}(x_1, x_2, \dots, x_n)$ w postaci liniowej funkcja m wyjścia wynosi $y_m = a_{m1}x_1 + a_{m2}x_2 + \dots + a_{mn}x_n + a_{m(n+1)}$. Zatem w przypadku funkcji w postaci liniowej konkluzje można opisać wektorem (6.16).

$$Y_m = [a_{m1} \ a_{m2} \ \dots \ a_{mn} \ a_{m(n+1)}]. \quad (6.16)$$

Taka postać opisu konkluzji modelu Sugano-Takagi jest stosowana w module *fuzzy* programu Matlab wykorzystywanego przez autora pracy.

6.4.3. Model autopilota śmigłowca w postaci modelu Sugano-Takagi

W literaturze [39], [40], [41] zostały wyprowadzone i opisane modele matematyczne autopilota śmigłowca jednowirnikowego. Każdy z powyższych modeli matematycznych można przedstawić w postaci modelu rozmytego Sugano-Takagi. Przykład modelu [39], [41] autopilota statycznego przy uwzględnieniu ruchów podłużnych i bocznych śmigłowca definiuje wzór (2.1) w rozdziale 2.

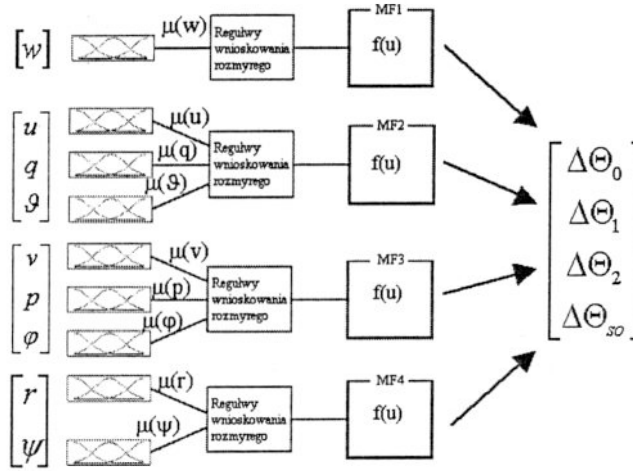
Aby przedstawiony model matematyczny (2.1) autopilota zaprezentować w postaci modelu rozmytego Sugano-Takagi należy:

- określić parametry wejściowe i wyjściowe rozmytego modelu autopilota oraz jego strukturę,
- zdefiniować funkcje przynależności opisujące parametry wejściowe,
- określić na podstawie parametrów zmienności τ_w w funkcje konkluzji układu,
- zdefiniować reguły wnioskowania rozmytego.

Parametry autopilota ($u, v, w, p, q, r, \vartheta, \phi, \psi$ – przyrosty składowych prędkości liniowych i kątowych względem osi układu współrzędnych Ox, y, z oraz kąty przechylenia, pochylenia, odchylenia kadłuba) zdefiniowanego wzorem (2.1) mogą być sygnałami wejściowymi regulatora rozmytego i zostać poddane ocenie jakościowej. Wektor sterujący autopilota ($\Delta\Theta_0, \Delta\Theta_1, \Delta\Theta_2, \Delta\Theta_{so}$ – przyrosty kątów skoku ogólnego, cyklicznego podłużnego i poprzecznego śmigła nośnego oraz skoku śmigła ogonowego) może stanowić sygnały wyjściowe regulatora rozmytego.

Struktura modelu z taką ilością wejść i wyjść powinna zostać rozbita na lokalne modele sterowania. Schemat ideowy (rys. 6.8) przedstawia przykładowy sposób rozwiązania. Model regulatora składa się z czterech modeli lokalnych $\Delta\Theta_0 = mf_1(w)$, $\Delta\Theta_1 = mf_2(u, q, \vartheta)$, $\Delta\Theta_2 = mf_3(v, p, \phi)$, $\Delta\Theta_{so} = mf_4(r, \psi)$.

Funkcje przynależności oraz funkcje konkluzji parametrów wejściowych autopilota definiuje się na podstawie punktów charakterystycznych określonych na podstawie wykresu zależności poszczególnych wartości τ w funkcji odpowiednich parametrów lotu. Można zatem zdefiniować dla każdego parametru wejściowego regulatora $u, v, w, p, q, r, \vartheta, \phi, \psi$, odpowiadające mu jakościowe oceny i zbiory rozmyte $U^n, U^m, V^k, W^n, P^k, Q^m, R^l, J^m, F^k, T^l$ opisane funkcjami przynależności. Dla każdego parametru wyjściowego $\Delta\Theta_0, \Delta\Theta_1, \Delta\Theta_2, \Delta\Theta_{so}$



Rysunek 6.8. Schemat ideowy struktury modelu podzielonego na modele lokalne.

regulatora rozmytego można zdefiniować grupę funkcji konkluzji $MF1^n$, $MF2^m$, $MF3^k$, $MF4^i$, opisanych zgodnie ze wzorem (6.16). Indeksy górne n , m , k , i są numerami kolejnego zbioru rozmytego opisującego odpowiedni parametr wejściowy regulatora rozmytego oraz numerami kolejnych funkcji konkluzji opisujących odpowiednie parametry sterujące.

Reguły wnioskowania wynikają z ustalonych zależności zmienności τ od parametrów lotu. Przykładowe reguły wnioskowania przedstawiono poniżej (6.17), (6.18), (6.19), (6.20).

Reguły wnioskowania modelu lokalnego $\Delta\Theta_0 = mf_1(w)$.

$$\begin{aligned} & \text{JEŚLI } (w \text{ jest } W^l) \text{ TO } MF1^l = [\tau_w^l], \\ & \vdots \\ & \text{JEŚLI } (w \text{ jest } W^n) \text{ TO } MF1^n = [\tau_w^n]. \end{aligned} \quad (6.17)$$

Reguły wnioskowania modelu lokalnego $\Delta\Theta_1 = mf_2(u, q, \theta)$.

$$\begin{aligned} & \text{JEŚLI } (u \text{ jest } U^l) \text{ I } (q \text{ jest } Q^l) \text{ I } (\theta \text{ jest } J^l) \text{ TO } MF2^l = [\tau_u^l \tau_q^l \tau_\theta^l], \\ & \vdots \\ & \text{JEŚLI } (u \text{ jest } U^m) \text{ I } (q \text{ jest } Q^m) \text{ I } (\theta \text{ jest } J^m) \text{ TO } MF2^m = [\tau_u^m \tau_q^m \tau_\theta^m]. \end{aligned} \quad (6.18)$$

Reguły wnioskowania modelu lokalnego $\Delta\Theta_2 = mf_3(v, p, \phi)$.

$$\begin{aligned} & \text{JEŚLI } (v \text{ jest } V^l) \text{ I } (p \text{ jest } P^l) \text{ I } (\phi \text{ jest } F^l) \text{ TO } MF3^l = [\tau_v^l \tau_p^l \tau_\phi^l], \\ & \vdots \\ & \text{JEŚLI } (v \text{ jest } V^k) \text{ I } (p \text{ jest } P^k) \text{ I } (\phi \text{ jest } F^k) \text{ TO } MF3^k = [\tau_v^k \tau_p^k \tau_\phi^k]. \end{aligned} \quad (6.19)$$

Reguły wnioskowania modelu lokalnego $\Delta\Theta_{so} = mf_4(r, \psi)$.

$$\begin{aligned} & \text{JEŚLI } (r \text{ jest } R^l) \text{ I } (\psi \text{ jest } T^l) \text{ TO } MF4^l = [\tau_r^l \tau_\psi^l], \\ & \vdots \\ & \text{JEŚLI } (r \text{ jest } R^i) \text{ I } (\psi \text{ jest } T^i) \text{ TO } MF4^i = [\tau_r^i \tau_\psi^i]. \end{aligned} \quad (6.20)$$

Autopilot opisany wzorem (2.1) przedstawiony za pomocą modelu rozmytego Sugano-Takagi, oprócz uproszczeń obliczeniowych, pozwala łatwo definiować i korygować zależności składające się na wynikowe τ . Istnieje możliwość szybkiego uzupełniania układu o nowe czynniki wcześniej nie uwzględnione w analizie, a wynikające z doświadczeń praktycznych.

7. Opis zastosowanego programu symulacyjnego.

W prowadzonych przez autora pracy doktorskiej badaniach wykorzystano program Matlab (Matrix Laboratory) wraz z nakładką Simulink i dodatkową biblioteką Fuzzy Logic Toolbox Matlab. Program ten jest przeznaczony do obliczeń naukowo-inżynierskich, w szczególności w takich dziedzinach jak automatyka, elektronika, elektrotechnika. Funkcje obliczeniowe, wizualizację i programowanie strukturalne Matlab integruje w swoim środowisku. Instrukcje programowe oraz składniki struktury Matlab ma zapożyczone z języka C. Problemy i otrzymane rozwiązania wyrażane są w notacji matematycznej. Podstawowym typem danych, w jakim się operuje są macierze, nie deklaruje się zmiennych ani stałych.

W tak zwanych M-plikach istnieje możliwość definiowania własnych poleceń i algorytmów obliczeniowych. Dane wynikowe oraz wymiana danych obliczeniowych odbywa się za pośrednictwem MAT-plików. MAT-pliki są zapisane w kodzie ASCII dzięki czemu istnieje możliwość wymiany danych pomiędzy innymi programami umożliwiającymi dalszą obróbkę danych.

Zasadniczą zaletą oprogramowania Matlab jest możliwość szybkiego uzyskania rezultatów złożonych obliczeń i przedstawienia ich w postaci wykresów dwuwymiarowych albo trójwymiarowych lub jako mapy wielobarwnej.

W systemie Matlab można wyróżnić następujące części składowe:

- język Matlab,
- środowisko pracy w Matlabie,
- biblioteka funkcji graficznych,
- biblioteka funkcji matematycznych,
- interfejs programowy (API) do komunikacji z językiem C lub Fortran.

Środowisko Matlab zawiera narzędzia modyfikacji, zarządzania wykrywania błędów (debugger) M-plików oraz aplikacji Matlab. Biblioteki graficzne zawierają polecenia do dwu i trzy wymiarowej wizualizacji danych, przetwarzania obrazów, animacji, tworzenia własnych interfejsów.

Biblioteka funkcji matematycznych jest zbiorem algorytmów obliczeniowych obejmującym funkcje elementarne i złożone (np. odwracanie macierzy, funkcje Bessela, szybka transformata Fouriera). Do dyspozycji użytkownika dostępnych jest 7 metod całkowania numerycznego (Euler, Runge-Kutta, Heun, Rosenbrock, Dormand-Princ, Bogacki-Shampine.). Autor pracy doktorskiej korzystał głównie z metod (ode45) Dormand-Princ, (ode113) Adamsa oraz (ode4) Runge-Kutty opisanych w pracy [44].

Centralnym elementem struktury Matlab jest jądro programowe, które zawiera podstawowe funkcje i procedury. Możliwości Matlab mogą być rozszerzone przez dołączone do niego dodatkowe programy i wyspecjalizowane biblioteki (Toolboxes – zbiory m-plików).

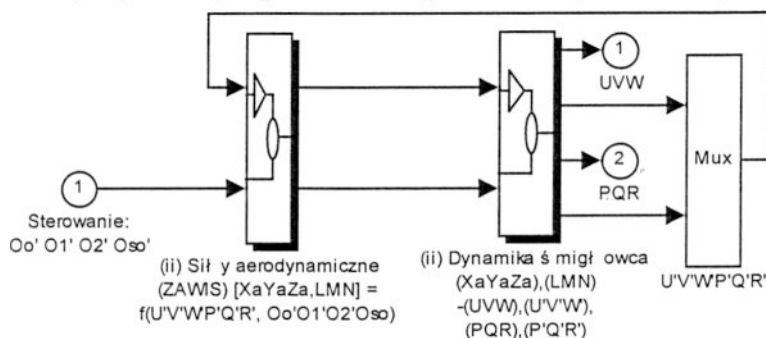
Simulink jest to nakładka stanowiąca interaktywny interfejs graficzny do projektowania i badania ciągłych, dyskretnych i mieszanych układów regulacji. Fuzzy Logic Toolbox jest biblioteką przeznaczoną do projektowania i diagnostyki niekonwencjonalnych układów sterowania, z wykorzystaniem metod logiki rozmytej.

7.1. Simulink

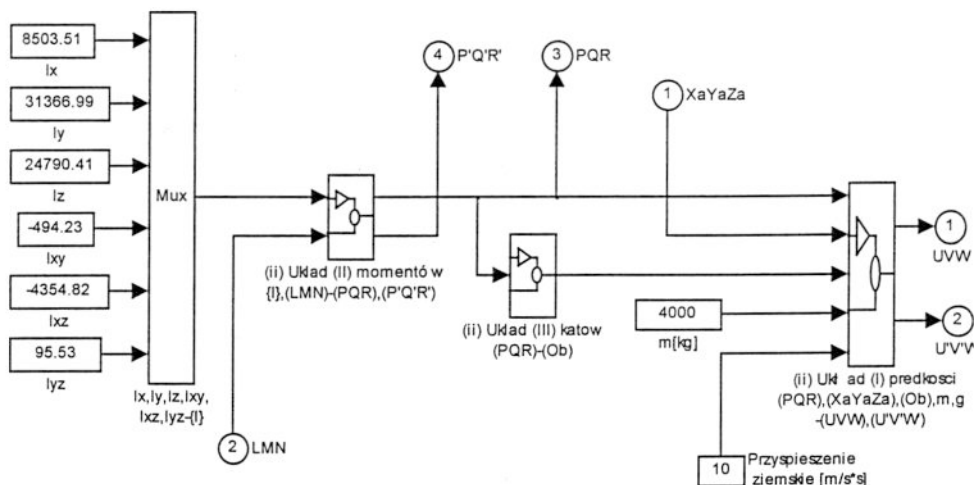
Simulink jest interaktywnym środowiskiem graficznym, służącym do modelowania, analizy, syntezy i symulacji różnych układów dynamicznych. Symulowane procesy mogą być

zapisywane w postaci równań lub w postaci schematu blokowego. Przy budowie schematów używa się predefiniowanych bloków z biblioteki Simulink lub przygotowanych przez użytkownika. W środowisku Simulinka istnieje możliwość budowania własnych bibliotek wykonywanych na poziomie Matlaba lub Simulinka oraz dołączanie programów napisanych w języku C lub Fortran.

Bloki są łączone przez wejścia i wyjścia z blokami sąsiadującymi. Każda grupa połączonych ze sobą bloków może zostać zgrupowana w blok pojedynczy o określonej liczbie wejść i wyjść. Blok taki można poddać procesowi maskowania. Procedura ta powoduje, że struktura wewnętrzna bloku zostaje ukryta i po wywołaniu tego bloku do edycji pojawia się jedynie jego opis z możliwością ustawienia i korekty parametrów wybranych w czasie procesu maskowania bloku. Taki blok stanowić może nowy element własnej biblioteki. W systemie Simulinka istnieje również możliwość grupowania i rozgrupowania sygnałów prowadzonych pomiędzy blokami. Do grupowania i rozgrupowania sygnałów służą bloczki *Mux* i *Demux*. Taki system w znacznym stopniu zmniejsza czas potrzebny do zbudowania układu sterowania oraz podwyższa przejrzystość aplikacji. Przykład struktury sporządzonej w systemie Simulink wraz z wyedytowanym podblokiem przedstawiają schematy (rys. 7.1) (rys. 7.2).



Rysunek 7.1. Przykładowa struktura modelu wykonanego w programie Simulink



Rysunek 7.2. Przykładowa struktura podbloku modelu wykonanego w programie Simulink.

Bloki podzielone są na sześć grup podstawowych (*Sources*, *Sinks*, *Discrete*, *Linear*, *Nonlinear*, *Connections*) oraz grupę bloków specjalistycznych (*Blocksets & Toolboxes*), składającą się z bibliotek dodatkowych bloków specjalizowanych (np. *SIMULINK Fuzzy*).

Simulink posiada rozbudowane biblioteki bloków dynamicznych i statycznych, służące do tworzenia modeli liniowych, nieliniowych, ciągłych dyskretnych, dyskretno-ciągłych o

jednym wejściu i wyjściu (SISO) oraz układów wielowymiarowych (MIMO). W podstawowych grupach można znaleźć bloki będące źródłami różnego typu sygnału, sumatory, mnożniki, całkujące, różniczkujące, wzmacniacze, liniowe transmitancje, podstawowe funkcje matematyczne. Są również bloki pozwalające bezpośrednio odwoływać się do poleceń Matlaba.

W celu wykorzystania wnioskowania rozmytego w strukturach simulinka należy użyć blok *Fuzzy Logic Controller*, znajdujący się w grupie *Blocksets & Toolboxes* i podgrupie *SIMULINK Fuzzy*. W blok ten należy wpisać etykietę wcześniej sporządzonego systemu wnioskowania rozmytego FIS.

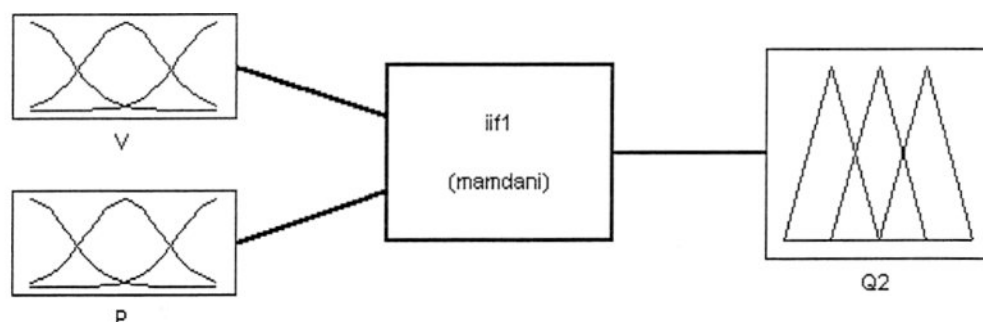
7.2. Fuzzy Logic Toolbox

Fuzzy Logic Toolbox pozwala zbudować system wnioskowania (FIS - Fuzzy Inference System) oparty w swojej strukturze o metody logiki rozmytej. Podstawowym edytorem pozwalającym zdefiniować taki system wnioskowania jest FIS-editor. Uruchomienie edytora odbywa się w środowisku Matlab za pomocą komendy *fuzzy*. Z poziomu FIS-editora można zdefiniować konkretną etykietę systemu wnioskowania FIS, nazwać i określić liczbę wejść i wyjść FIS, oraz określić typ modelu, mechanizm inferencji, implikacji, agregacji i defuzyfikacji. Definiując za pomocą FIS-editora nowy system wnioskowania rozmytego można wybierać sposób modelowania Mamdaniego lub Takagi-Sugeno. Określając mechanizm inferencji, implikacji i agregacji użytkownik ma możliwość zdefiniowania własnych relacji lub może wybrać standardowe relacje np. typu MIN, MAX, PROD. Podobnie określając mechanizm defuzyfikacji użytkownik ma możliwość zdefiniowania własnych metod lub może wybrać z pięciu standardowych np. środka największego obszaru (*centroid*), środka maksimum (*mom*).

W celu dalszej budowy systemu wnioskowania FIS należy skorzystać z edytorów, które można uruchomić z poziomu edytora FIS-editor:

- Membership Function Editor – edytor funkcji przynależności,
- Rule Editor – edytor reguł wnioskowania.

W górnej części okna FIS-editora znajduje się graficzny schemat blokowy ilustrujący wejścia i wyjścia systemu wnioskowania FIS (przykład Rys 7.3).

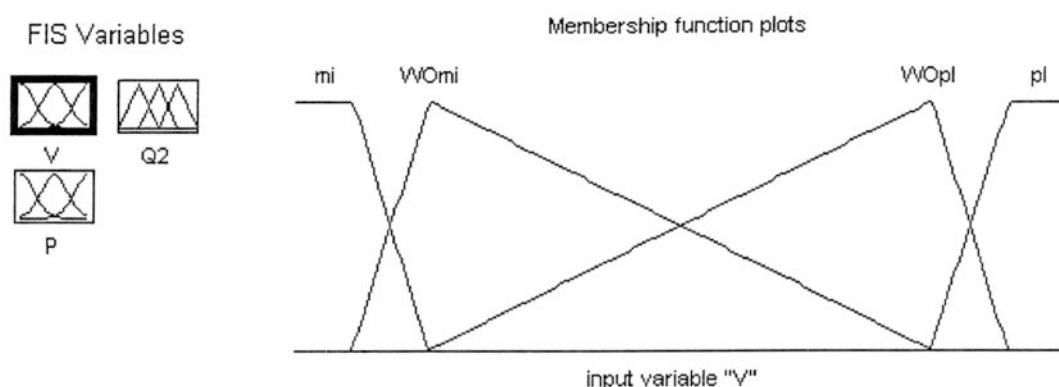


Rysunek 7.3. Graficzny schemat blokowy ilustrujący wejścia i wyjścia systemu wnioskowania FIS w oknie FISeditora.

Za pomocą bloku jednego z wejść lub wyjść FIS uruchamia się Membership Function Editor, natomiast za pomocą bloku modelu z etykietą FIS uruchamia się Rule Editor.

Edytor funkcji przynależności (Membership Function Editor) (rys 7.4) służy do tworzenia, usuwania i modyfikacji funkcji przynależności rozmywanych wartości dla systemu wnioskowania FIS. W lewej części oka edytora znajduje się paleta rozmywanych wartości dla

systemu wnioskowania (*FIS Variables*). Za pomocą odpowiedniego bloku z palety (*FIS Variables*) można wybrać wartość do edycji. Wskazanie wykresu funkcji przynależności pozwala ją edytować.



Rysunek 7.4. Fragment pulpitu edytora funkcji przynależności (Membership Function Editor).

Za pomocą edytora (Membership Function Editor) można określić kształt funkcji przynależności, może ona być trójkątna, trapezowa, sinusoidalna, gaussowska itp.

Edytor reguł wnioskowania (Rule Editor) pozwala definiować i modyfikować reguły FIS, w oparciu o wcześniej zdefiniowane rozmyte wartości wejściowe i wyjściowe. Definiując kolejną regułę wnioskowania, definiuje się połączenia logiczne rozmytych wartości i określa się ich wagi i relacje.

Zestaw narzędziowy Fuzzy Logic Toolbox pozwala na wstępną analizę sporządzonego systemu wnioskowania FIS za pomocą przeglądarek *Surfview* i *Ruleview*.

Przeglądarka *Surfview* służy do pokazania powierzchni modelu rozmytego w postaci przestrzennej – trójwymiarowego wykresu. Do wykresu można wybrać dowolne wyjęcie rozmytego systemu wnioskowania FIS w funkcji dwóch dowolnych wejść.

Przeglądarka *Ruleview* służy do prezentacji wyników wnioskowania systemu FIS w formie graficznej i liczbowej. Użytkownik posiada możliwość zadania wartości wejściowych FIS i odczytania wyniku wnioskowania. W jednym oknie są przedstawione, w postaci wykresów, stany wszystkich funkcji przynależności w danym momencie wnioskowania. Wykresy funkcji przynależności są ułożone w taki sposób, że wiersze odpowiadają kolejnym regułom wnioskowania, natomiast kolumny odpowiadają odpowiednim wejściom i wyjściom rozmytego systemu wnioskowania FIS.

8. Model regulatora rozmytego, wyniki badań symulacyjnych.

8.1. Budowa lingwistycznego regulatora rozmytego.

Uzasadnienie założenia, że istnieje możliwość sterowania śmigłowcem za pomocą regulatora rozmytego wynika z analizy możliwości człowieka w układzie sterowania śmigłowcem bez autopilota. W pracach [47], [90], [94] zauważono, że człowiek w podejmowaniu decyzji operuje niewielką ilością zmiennych, natomiast analiza tych zmiennych ma charakter przybliżony. Kategorie ludzkiego myślenia są nieokreślonymi pojęciami, które trudno ująć ilościowo. Jednocześnie wiadomo, że śmigłowcem może być sterowany z dobrym skutkiem przez człowieka. Potwierdza się teza sformułowana przez Zadeha, mówiąca że wraz ze wzrostem złożoności systemu, zdolność do sformułowania dokładnych i w dodatku znaczących zdań o jego zachowaniu zmniejsza się aż do osiągnięcia wartości progowej, poza którą precyzja i znaczenie stają się wzajemnie wykluczającymi cechami.

Wszystkie te czynniki skłaniają do postawienia tezy, że jeżeli człowiek jest w stanie nabyć umiejętność sterowania śmigłowcem, to istnieje możliwość zbudowania regulatora rozmytego zastępującego funkcje człowieka z podobnym skutkiem.

Pierwszym etapem budowy regulatora rozmytego było opracowanie lingwistycznej strategii sterowania opartej na jakościowym opisie działania systemu i wiedzy eksperta. Podstawowym źródłem informacji o zasadach sterowania śmigłowcem stały się materiały dydaktyczne do nauki pilotażu śmigłowca [66], [88], badania psychologiczne zachowania się pilota w czasie lotu [47], relacje i wiedza przekazana przez eksperta – pilota śmigłowca oraz obserwacja reakcji na stery wykonywana przez pilota śmigłowca w czasie lotu. Obserwowany był w czasie lotu pilot z pięcioletnim stażem oraz pilot z piętnastoletnim stażem.

Na podstawie przedstawionych powyżej materiałów podjęto próbę wyznaczenia najbardziej znaczących cech sterowania śmigłowcem przez pilota. Sformułowano następujące stwierdzenia:

- Działanie pilota na odpowiedni ster w celu wywołania oczekiwanej reakcji śmigłowca ma charakter impulsowo – harmoniczny. Pilot wykonuje krótką reakcję sterem, następnie ją kontruje i w miarę potrzeby powtarza czynność zmniejszając amplitudę reakcji aż do uzyskania oczekiwanego zachowania się śmigłowca. Wielkość amplitudy oraz czas trwania impulsu są elementami wiedzy pilota kształtowanymi przez doświadczenie. Stwierdzono, że reakcje pilota z pięcioletnim stażem charakteryzowały się krótkimi, szybkimi impulsami natomiast reakcje pilota z piętnastoletnim stażem były łagodniejsze, bardziej rozłożone w czasie. Doświadczony pilot dochodził jednak do oczekiwanego zachowania się śmigłowca jednym lub kilkoma impulsami steru natomiast mniej doświadczony pilot potrzebował tych impulsów znacznie więcej.
- Działanie pilota głównie oparte jest na subiektywnych bodźcach wzrokowych ruchu śmigłowca oraz subiektywnych bodźcach dynamicznych odczuwanych przez błędnik pilota. Wskazania zegarów pokładowych mają charakter korygujący. Ciągła analiza wskazań dużej liczby parametrów lotu i pracy śmigłowca pokazywanych przez zegary pokładowe wykracza poza możliwości człowieka.

- W uproszczeniu, amplituda trwania impulsu reakcji sterem jest proporcjonalna do wielkości uchybu od wartości oczekiwanej, natomiast czas trwania impulsu i moment maksimum jest zależny od dynamicznego zachowania się uchybu, od kierunku i szybkości jego zmiany.
- Amplituda impulsu w celu uzyskania zmiany zachowania się śmigłowca często stanowi znaczną część zakresu urządzeń sterowych, często do 60 % zakresu. Czas trwania impulsu jest krótki i można go oszacować w zakresie 0.5 – 2 sekund. Najwolniejsze są działania pilota dźwignią skoku ogólnego śmigła nośnego, natomiast najszybsze drążkiem sterowym skoku cyklicznego śmigła nośnego.
- Pomimo, że działanie jednego parametru sterowego ma wpływ na wszystkie parametry lotu (pomiędzy siłami działającymi na śmigłowiec istnieją sprzężenia), można określić główne tendencje wpływu sterów.

Główne tendencje działania sterów:

- Θ_0 – kąt skoku ogólnego śmigła nośnego powoduje ogólną zmianę mocy śmigła nośnego, wiąże się to z ruchem śmigłowca do góry lub opadaniem, względem osi Oz_g .
- Θ_1 – kąt sterowania w ruchu podłużnym, zmiana tego kąta wpływa głównie na ruch w przód lub w tył śmigłowca względem osi Ox_g oraz pochylenie śmigłowca względem osi obrotu Oy_g .
- Θ_2 – kąt sterowania w ruchu bocznym, zmiana tego kąta wpływa głównie na poruszanie się boczne śmigłowca względem osi Oy_g oraz pochylenie śmigłowca względem osi obrotu Ox_g .
- Θ_{so} – kąt skoku śmigła ogonowego, zmiana tego kąta wpływa głównie na obrót śmigłowca względem osi Oz_g .

Powyższe cechy posłużyły do budowy lingwistycznych modeli sterowania, z których najlepszy rezultat uzyskano z modelu sformułowanego w następujący sposób:

I Reguły kąta skoku śmigła ogólnego Θ_0

- **JEŻELI** liniowa prędkość śmigłowca W (ruch wzdłuż osi Oz) jest (normalna, wolna, bardzo wolna) **TO** ruch kąta skoku ogólnego Θ_0 (szybkość narastania kąta normalna, wolna, bardzo wolna).

II Reguły kąta sterowania w ruchu podłużnym Θ_1

- **JEŻELI** liniowa prędkość śmigłowca U (ruch wzdłuż osi Ox) jest dodatnia (normalna, wolna, bardzo wolna) **I** kątowa prędkość śmigłowca Q (obrotów względem osi Oy) jest ujemna (normalna, wolna, bardzo wolna) **TO** ruch kąta skoku cyklicznego poprzecznego Θ_1 dodatni (szybkość narastania kąta normalna, wolna, bardzo wolna).
- **JEŻELI** liniowa prędkość śmigłowca U (ruch wzdłuż osi Ox) jest dodatnia (normalna, wolna, bardzo wolna) **I** kątowa prędkość śmigłowca Q (obrotów względem osi Oy) jest dodatnia (normalna, wolna, bardzo wolna) **TO** ruch kąta skoku cyklicznego poprzecznego Θ_1 ujemny (szybkość narastania kąta normalna, wolna, bardzo wolna).
- **JEŻELI** liniowa prędkość śmigłowca U (ruch wzdłuż osi Ox) jest ujemna (normalna, wolna, bardzo wolna) **I** kątowa prędkość śmigłowca Q (obrotów względem osi Oy) jest dodatnia (normalna, wolna, bardzo wolna) **TO** ruch kąta skoku cyklicznego poprzecznego Θ_1 ujemny (szybkość narastania kąta normalna, wolna, bardzo wolna).
- **JEŻELI** liniowa prędkość śmigłowca U (ruch wzdłuż osi Ox) jest ujemna (normalna, wolna, bardzo wolna) **I** kątowa prędkość śmigłowca Q (obrotów względem osi Oy) jest

ujemna (normalna, wolna, bardzo wolna) **TO** ruch kąta skoku cyklicznego poprzecznego Θ_1 dodatni (szybkość narastania kąta normalna, wolna, bardzo wolna).

III Reguły kąta sterowania w ruchu bocznym Θ_2

- **JEŻELI** liniowa prędkość śmigłowca V (ruch wzdłuż osi Oy) jest dodatnia (normalna, wolna, bardzo wolna) **I** kątowa prędkość śmigłowca P (obróć względem osi Ox) jest dodatnia (normalna, wolna, bardzo wolna) **TO** ruch kąta skoku cyklicznego podłużnego Θ_2 dodatni (szybkość narastania kąta normalna, wolna, bardzo wolna).
- **JEŻELI** liniowa prędkość śmigłowca V (ruch wzdłuż osi Oy) jest dodatnia (normalna, wolna, bardzo wolna) **I** kątowa prędkość śmigłowca P (obróć względem osi Ox) jest ujemna (normalna, wolna, bardzo wolna) **TO** ruch kąta skoku cyklicznego podłużnego Θ_2 ujemny (szybkość narastania kąta normalna, wolna, bardzo wolna).
- **JEŻELI** liniowa prędkość śmigłowca V (ruch wzdłuż osi Oy) jest ujemna (normalna, wolna, bardzo wolna) **I** kątowa prędkość śmigłowca P (obróć względem osi Ox) jest ujemna (normalna, wolna, bardzo wolna) **TO** ruch kąta skoku cyklicznego podłużnego Θ_2 ujemny (szybkość narastania kąta normalna, wolna, bardzo wolna).
- **JEŻELI** liniowa prędkość śmigłowca V (ruch wzdłuż osi Oy) jest ujemna (normalna, wolna, bardzo wolna) **I** kątowa prędkość śmigłowca P (obróć względem osi Ox) jest dodatnia (normalna, wolna, bardzo wolna) **TO** ruch kąta skoku cyklicznego podłużnego Θ_2 dodatni (szybkość narastania kąta normalna, wolna, bardzo wolna).

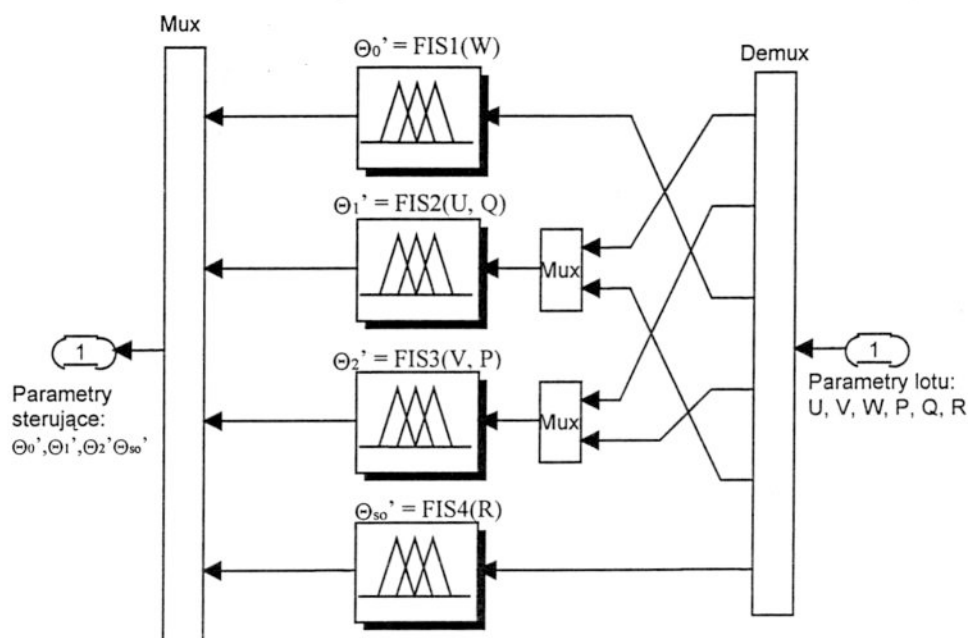
IV Reguły kąta skoku śmigła ogonowego Θ_{so}

- **JEŻELI** kątowa prędkość śmigłowca R (obróć względem osi Oz) jest dodatnia (normalna, wolna, bardzo wolna) **TO** ruch kąta skoku śmigła ogonowego Θ_{so} dodatni (szybkość narastania kąta normalna, wolna, bardzo wolna).

Symbolicznie powyższy lingwistyczny model sterowania rozmytego można przedstawić sposób przedstawiony w tabeli 8.1.

Tabela 8.1.

I	II	III	IV
W	$U \cap Q$	$V \cap P$	R
$W \Rightarrow \Theta_0$	$U^+ \cap Q^- \Rightarrow \Theta_1^+$ $U^+ \cap Q^+ \Rightarrow \Theta_1^-$ $U^- \cap Q^+ \Rightarrow \Theta_1^-$ $U^- \cap Q^- \Rightarrow \Theta_1^+$	$V^+ \cap P^+ \Rightarrow \Theta_2^+$ $V^+ \cap P^- \Rightarrow \Theta_2^-$ $V^- \cap P^- \Rightarrow \Theta_2^-$ $V^- \cap P^+ \Rightarrow \Theta_2^+$	$R \Rightarrow \Theta_{so}$



Rysunek 8.1. Schemat podziału regulatora rozmytego na modele lokalne.

Zgodnie z zasadą opisaną w rozdziale 6 pkt. 6.3 model sterowania rozmytego został podzielony na cztery modele rozmyte lokalne (ilustracja rys. 8.1):

- Lokalny model rozmyty FIS1 sterowania kątem Θ_0 skoku ogólnego (zestaw reguł I).
- Lokalny model rozmyty FIS2 sterowania kątem Θ_1 skoku cyklicznego poprzecznego (zestaw reguł II).
- Lokalny model rozmyty FIS3 sterowania kątem Θ_2 skoku cyklicznego podłużnego (zestaw reguł III).
- Lokalny model rozmyty FIS4 sterowania kątem Θ_{so} skoku śmigła ogonowego (zestaw reguł IV).

8.2. Aplikacja rozmytego modelu sterowania śmigłowcem w Matlab Fuzzy Logic Toolbox.

W środowisku Matlab, wykorzystując bibliotekę Fuzzy Logic Toolbox, wykonano regulator rozmyty śmigłowca oparty o zbudowany wcześniej lingwistyczny model sterowania rozmytego. W wyniku sporządzenia powyższej aplikacji w środowisku Simulink były dostępne cztery funkcje (8.1), realizujące sterowanie modelem śmigłowca w oparciu o wnioskowanie rozmyte.

$$\Theta_0' = \text{FIS1}(W), \quad (8.1)$$

$$\Theta_1' = \text{FIS2}(U, Q),$$

$$\Theta_2' = \text{FIS3}(V, P),$$

$$\Theta_{so}' = \text{FIS4}(R).$$

Ze względu na fakt, że parametrem wejściowym wykonanego modelu śmigłowca są pochodne w czasie kątów $\Theta_0, \Theta_1, \Theta_2, \Theta_{so}$, jako parametry wyjściowe regulatora rozmytego ustalono również pochodne w czasie tych kątów. Aplikacja regulatora rozmytego w środowisku Matlab została wykonana według wzorca modelu Mamdaniego. Wybór takiej opcji rozwiązania oznacza, że reguły mają postać typu (6.14), natomiast parametry wejściowe i wyjściowe $\bar{A} = (U, V, W, P, Q, R)$, $\bar{B} = (\Theta'_0, \Theta'_1, \Theta'_2, \Theta'_{so})$ muszą zostać poddane jakościowej ocenie i dla każdej oceny należy określić funkcje przynależności.

Pracę badawczą rozpoczęto od zdefiniowania dwóch funkcji przynależności określonych jako *ujemna normalna* (mNO) oraz *dodatnia normalna* (pNO) dla każdego parametru wyjściowego i wejściowego regulatora rozmytego. W toku dalszych prac badawczych rozszerzono ocenę jakościową o kolejne funkcje przynależności określone jako *ujemna wolna* (mWO), *dodatnia wolna* (pWO), oraz *ujemna bardzo wolna* (mBO), *dodatnia bardzo wolna* (pBO). Przykłady funkcji przynależności pokazano w dodatku A.

W pracy doktorskiej skupiono się na znalezieniu algorytmu sterowania rozmytego śmigłowca w zawisie. Zgodnie z opisem w rozdziale 6. oraz podrozdziale 7.2. na jakość sterowania można wpłynąć przez odpowiedni dobór ustawień operatorów logicznych, procedur implikacji, agregacji, defuzyfikacji, wybór odpowiedniego kształtu funkcji przynależności. Moduł FIS (opisany w podrozdziale 7.2.) w programie Matlab umożliwia swobodne ustawienie tych parametrów. W związku z tym, że nie ma jednoznacznych reguł lub kryteriów doboru tych parametrów, w regulatorze rozmytym śmigłowca ustawiono takie parametry, jakie w literaturze [13], [64], [90] zostały uznane za najskuteczniejsze i najczęściej stosowane w algorytmach wnioskowania rozmytego. Wybrano kształt trójkątny funkcji przynależności zbiorów rozmytych. Do realizacji działań logicznych za pomocą spójników *I* (*And*) oraz *Lub* (*Or*) ustawiono odpowiednio operatory MIN oraz MAX. Operator MIN ustawiono do realizacji procedury implikacji. Operator MAX ustawiono do realizacji procedury agregacji. Jako metodę defuzyfikacji wybrano metodę środka ciężkości (centroid). Metoda ta wyróżnia się „demokratycznym” wyznaczeniem wartości końcowej funkcji konkluzji. Oznacza to, że metoda środka ciężkości, w przeciwieństwie do innych metod, uwzględnia przy wyliczaniu wartości wynikowej funkcji konkluzji udział wszystkich elementów składowych tej funkcji. Metoda dokładnie została omówiona w podrozdziale 6.3.

8.3. Testowanie modelu w celu doboru i strojenia regulatora rozmytego.

W celu strojenia regulatora rozmytego należy dokonać oceny jakościowej parametrów sterowania i określić funkcje przynależności. Na podstawie lingwistycznej bazy wiedzy oszacowano bazowe szybkości działania urządzeń sterowych nazwane jako wielkości *normalne* (NO) i określone w dwóch kierunkach – *dodatnim* i *ujemnym*. Następnie, przyjmując rozkład liniowy, wyznaczono *dodatnie* i *ujemne* oceny jakościowe nazwane wielkościami *wolnymi* (WO) i *bardzo wolnymi* (BW). Rozkład liniowy ocen jakościowych może nie reprezentować w pełni punktów charakterystycznych funkcji określającej zależność prędkości działania sterów i reakcji odpowiednich parametrów lotu śmigłowca. Przyjęto jednak, że w istotnym dla zagadnienia przedziale pomiarowym, przyspieszenie działania sterów powoduje szybszy przyrost odpowiednich parametrów lotu śmigłowca. Na tej podstawie założono, iż liniowy rozkład wartości nie powinien wpłynąć w znaczący sposób na zmianę istoty zjawiska.

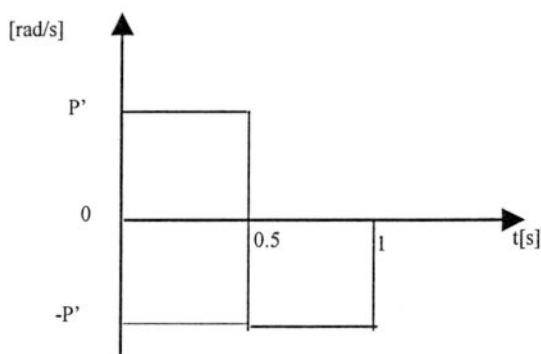
Wartości założonych ocen jakościowych przedstawiono w tabeli 8.2. Przyjęta jednostka pomiarowa – [rad/s]. Należy zwrócić uwagę, że lingwistyczne opisy wielkości sterujących zostały określone w odniesieniu do założonego przedziału wartości sterujących. W

rzeczywistości szybkość działania sterem jest cechą indywidualną każdego pilota i przyjęte wartości *normalne* (NO) ruchu sterami mogą być ocenione przez pilota jako szybkie, a nawet bardzo szybkie.

Tabela 8.2.

Parametr sterów [rad/s]	Ujemne			Dodatnie		
	Normalnie (mNO)	Wolno (mWO)	Bardzo wolno (mBW)	Bardzo wolno (pBW)	Wolno (pWO)	Normalnie (pNO)
Θ_0'	-0.05	-0.03	-0.02	0.02	0.03	0.05
Θ_1'	-0.14	-0.1	-0.07	0.07	0.1	0.14
Θ_2'	-0.16	-0.12	-0.08	0.08	0.12	0.16
Θ_{SO}'	-0.26	-0.19	-0.13	0.13	0.19	0.26

W celu dokonania ocen jakościowych parametrów lotu śmigłowca (prędkości liniowych U, V, W, oraz prędkości kątowych P, Q, R), zbadano odpowiedź modelu śmigłowca na impulsowy skok wielkości sterowych wcześniej zdefiniowanych jakościowo. Czas trwania impulsu zdefiniowano na 1 sekundę. Głównym celem testów jest zbadanie wielkości tendencji odpowiedzi modelu na skok impulsowy, zatem czas pomiarów ograniczono do 3 sekund. Odpowiedzi modelu śmigłowca przedstawiono na wykresach dołączonych w dodatku B. Charakterystykę skoku przedstawia (rys. 8.2).



Rysunek 8.2. Wykres impulsu ruchu organów sterowania, P' – wartość zadawanego impulsu zgodna z tabelą 8.2 dla odpowiednich kątów sterujących (Θ_0 – skoku ogólnego, Θ_1 – skoku podłużnego, Θ_2 – skoku poprzecznego, Θ_{SO} – skoku śmigła ogonowego).

Aby oszacować jakościową ocenę parametrów lotu śmigłowca, należy określić czas, po którym wartość parametrów lotu zostanie uznana za ocenę jakościową tych parametrów. Istotna jest tendencja zachowania się parametrów lotu, zatem czas, po którym dokonana zostanie ocena powinien być jak najkrótszy i jednocześnie wartości parametrów lotu powinny być na tyle duże, żeby uniknąć wpływu błędów pomiarowych. Na podstawie analizy wykresów (dodatek B) oszacowano, że najbardziej reprezentatywne będą parametry lotu śmigłowca po czasie 0.5 sekundy. Czas ten jest jednocześnie punktem maksymalnego wychylenia impulsu sterem.

Tabela 8.3

Wartość sterująca [rad/s]	Wartość podstawy oceny jakościowej					
	U [m/s]	V [m/s]	W [m/s]	P [rad/s]	Q [rad/s]	R [rad/s]
(mBW), $\Theta_0' = -0.02$	0.0061	-0.0030	0.1274	-0.0083	0.0017	0.0162
(pBW), $\Theta_0' = 0.02$	-0.0062	0.0028	-0.1274	0.0083	-0.0017	-0.0162
(mBW), $\Theta_1' = -0.07$	0.1016	-0.0121	-0.0039	-0.0054	-0.0373	0.0023
(pBW), $\Theta_1' = 0.07$	-0.1016	0.0121	0.0033	0.0054	0.0373	-0.0023
(mBW), $\Theta_2' = -0.08$	0.0169	0.1291	-0.0022	0.1604	-0.0074	-0.0282
(pBW), $\Theta_2' = 0.08$	-0.0175	-0.1291	-0.0014	-0.1604	0.0075	0.0283
(mBW), $\Theta_{so}' = -0.13$	0.0012	0.0652	-0.0008	0.0613	-0.0030	-0.0998
(pBW), $\Theta_{so}' = 0.13$	-0.0024	-0.0652	0.0001	-0.0614	0.0023	0.0999
(mWO), $\Theta_0' = -0.03$	0.0092	-0.0046	0.1910	-0.0125	0.0026	0.0242
(pWO), $\Theta_0' = 0.03$	-0.0093	0.0042	-0.1910	0.0125	-0.0026	-0.0242
(mWO), $\Theta_1' = -0.1$	0.1452	-0.0173	-0.0058	-0.0077	-0.0533	0.0033
(pWO), $\Theta_1' = 0.1$	-0.1452	0.0172	0.0045	0.0077	0.0533	-0.0033
(mWO), $\Theta_2' = -0.12$	0.0251	0.1937	-0.0047	0.2406	-0.0110	-0.0423
(pWO), $\Theta_2' = 0.12$	-0.0265	-0.1935	-0.0035	-0.2405	0.0114	0.0425
(mWO), $\Theta_{so}' = -0.19$	0.0014	0.0954	-0.0014	0.0896	-0.0047	-0.1459
(pWO), $\Theta_{so}' = 0.19$	-0.0038	-0.0953	-0.0001	-0.0897	0.0032	0.1460
(mNO), $\Theta_0' = -0.05$	0.0153	-0.0079	0.3184	-0.0209	0.0043	0.0404
(pNO), $\Theta_0' = 0.05$	-0.0156	0.0067	-0.3184	0.0209	-0.0044	-0.0404
(mNO), $\Theta_1' = -0.14$	0.2032	-0.0242	-0.0085	-0.0108	-0.0746	0.0045
(pNO), $\Theta_1' = 0.14$	-0.2033	0.0241	0.0060	0.0108	0.0746	-0.0046
(mNO), $\Theta_2' = -0.16$	0.0331	0.2583	-0.0080	0.3208	-0.0146	-0.0564
(pNO), $\Theta_2' = 0.16$	-0.0357	-0.2579	-0.0065	-0.3207	0.0153	0.0567
(mNO), $\Theta_{so}' = -0.26$	0.0013	0.1305	-0.0023	0.1226	-0.0068	-0.1996
(pNO), $\Theta_{so}' = 0.26$	-0.0059	-0.1304	-0.0005	-0.1228	0.0040	0.1998

Wartości parametrów lotu wygenerowane przez model symulacyjny po czasie 0.5 sekundy przedstawiono w tabeli 8.3. Heurystycznie przyjęto założenie, że wartości te odzwierciedlają proporcjonalne znaczenie zmierzonych parametrów względem siebie. Powyższe wyniki, w celu wykorzystania ich jako ocen jakościowych, należy poddać przeszacowaniu. Zdecydowano się określić wartość przeszacowania na podstawie doświadczeń symulacyjnych. Po wykonaniu takich badań stwierdzono, że wartości przedstawione w tabeli 8.3 muszą być zwiększone 10 razy i takie przeszacowanie przyjęto do ocen jakościowych parametrów lotu śmigłowca.

Dla każdego lokalnego modelu regulatora rozmytego FIS1, FIS2, FIS3, FIS4 zostały wyznaczone reguły wnioskowania rozmytego. W początkowym etapie prac każdej regule wnioskowania przyporządkowano wagę równą 1. W kolejnych etapach pracy zwiększano

liczbę funkcji przynależności opisujących zmienne. Jednocześnie wiązało się to ze zwiększeniem liczby reguł opisujących wnioskowanie. Ostatecznie do modułu wnioskowania FIS2 oraz FIS3 wprowadzono dodatkowe reguły korygujące. Reguły korygujące opisywały stan układu, w którym wystąpiła pomiędzy dwoma ocenianymi parametrami wejściowymi duża jakościowa różnica polegająca na tym, że prędkość liniowa jest „jakościowo większa” od prędkości kątowej. Przykładem takiego stanu może być sytuacja, kiedy parametr wejściowy prędkości liniowej został oceniony jako *normalny*, a parametr prędkości liniowej jako *wolny*. Zdecydowano, że wagi reguł korygujących określających wnioskowanie regulatora w takich stanach powinny być poniżej jedności. Dla modelu regulatora rozmytego, w którym każda zmienna lingwistyczna posiada cztery oceny jakościowe, wagi reguł korygujących ustalono na 0.5.

Reguły poszczególnych lokalnych modeli wnioskowania rozmytego dla modelu wnioskowania, w którym zdefiniowano dla każdej zmiennej lingwistycznej cztery oceny (*ujemny normalnie* – mNO, *ujemny wolno* – mWO, *dodatni wolno* – pWO, *dodatni normalnie* – pNO) przedstawiono poniżej (8.2), (8.3), (8.4), (8.5), (8.6), (8.7). Wagi poszczególnych reguł pokazane są w nawiasach na końcu każdej reguły.

Reguły lokalnego modelu rozmytego FIS1.

1. $(W = = mNO) \Rightarrow (\Theta_0 = mNO) (1)$ (8.2)
2. $(W = = pNO) \Rightarrow (\Theta_0 = pNO) (1)$
3. $(W = = mWO) \Rightarrow (\Theta_0 = mWO) (1)$
4. $(W = = pWO) \Rightarrow (\Theta_0 = pWO) (1)$

Reguły lokalnego modelu rozmytego FIS2.

1. $(U = = pNO) \cap (Q = = mNO) \Rightarrow (\Theta_1 = pNO) (1)$ (8.3)
2. $(U = = pNO) \cap (Q = = pNO) \Rightarrow (\Theta_1 = mNO) (1)$
3. $(U = = mNO) \cap (Q = = pNO) \Rightarrow (\Theta_1 = mNO) (1)$
4. $(U = = mNO) \cap (Q = = mNO) \Rightarrow (\Theta_1 = pNO) (1)$
5. $(U = = pWO) \cap (Q = = mWO) \Rightarrow (\Theta_1 = pWO) (1)$
6. $(U = = pWO) \cap (Q = = pWO) \Rightarrow (\Theta_1 = mWO) (1)$
7. $(U = = mWO) \cap (Q = = pWO) \Rightarrow (\Theta_1 = mWO) (1)$
8. $(U = = mWO) \cap (Q = = mWO) \Rightarrow (\Theta_1 = pWO) (1)$

Reguły korygujące FIS2..

9. $(U = = pNO) \cap (Q = = mWO) \Rightarrow (\Theta_1 = pWO) (0.5)$ (8.4)
10. $(U = = pNO) \cap (Q = = pWO) \Rightarrow (\Theta_1 = mWO) (0.5)$
11. $(U = = mNO) \cap (Q = = pWO) \Rightarrow (\Theta_1 = mWO) (0.5)$
12. $(U = = mNO) \cap (Q = = mWO) \Rightarrow (\Theta_1 = pWO) (0.5)$

Reguły lokalnego modelu rozmytego FIS3

1. $(V = = pNO) \cap (P = = pNO) \Rightarrow (\Theta_2 = pNO) (1)$ (8.5)
2. $(V = = pNO) \cap (P = = mNO) \Rightarrow (\Theta_2 = mNO) (1)$
3. $(V = = mNO) \cap (P = = mNO) \Rightarrow (\Theta_2 = mNO) (1)$
4. $(V = = mNO) \cap (P = = pNO) \Rightarrow (\Theta_2 = pNO) (1)$
5. $(V = = pWO) \cap (P = = pWO) \Rightarrow (\Theta_2 = pWO) (1)$
6. $(V = = pWO) \cap (P = = mWO) \Rightarrow (\Theta_2 = mWO) (1)$
7. $(V = = mWO) \cap (P = = mWO) \Rightarrow (\Theta_2 = mWO) (1)$
8. $(V = = mWO) \cap (P = = pWO) \Rightarrow (\Theta_2 = pWO) (1)$

Reguły korygujące FIS3.

9. $(V = = pNO) \cap (P = = pWO) \Rightarrow (\Theta_2 = pWO) (0.5)$ (8.6)
10. $(V = = pNO) \cap (P = = mWO) \Rightarrow (\Theta_2 = mWO) (0.5)$
11. $(V = = mNO) \cap (P = = mWO) \Rightarrow (\Theta_2 = mWO) (0.5)$
12. $(V = = mNO) \cap (P = = pWO) \Rightarrow (\Theta_2 = pWO) (0.5)$

Reguły lokalnego modelu rozmytego FIS4.

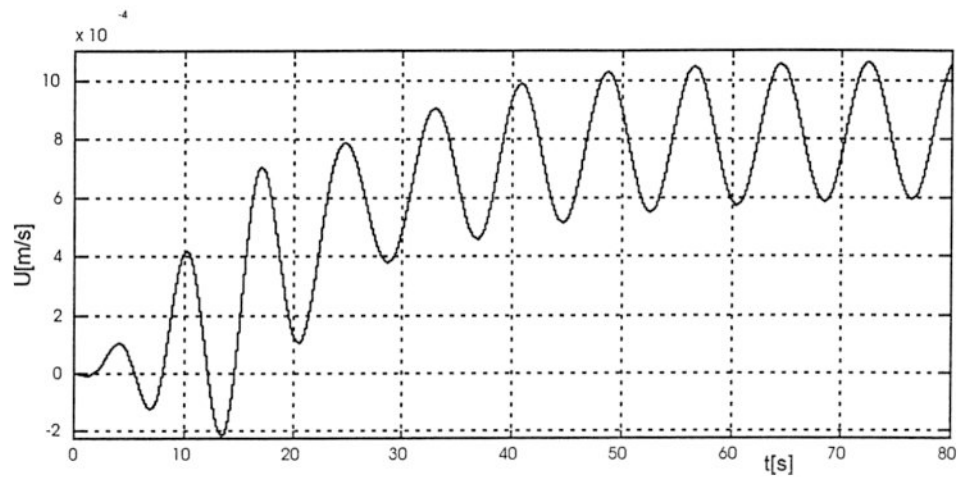
1. $(R = = mNO) \Rightarrow (\Theta_{so} = mNO) (1)$ (8.7)
2. $(R = = pNO) \Rightarrow (\Theta_{so} = pNO) (1)$
3. $(R = = mWO) \Rightarrow (\Theta_{so} = mWO) (1)$
4. $(R = = pWO) \Rightarrow (\Theta_{so} = pWO) (1)$

8.4. Testy układu śmigłowiec – regulator rozmyty.**8.4.1. Przebieg parametrów lotu w układzie śmigłowiec – regulator rozmyty dla ustalonego zawisu.**

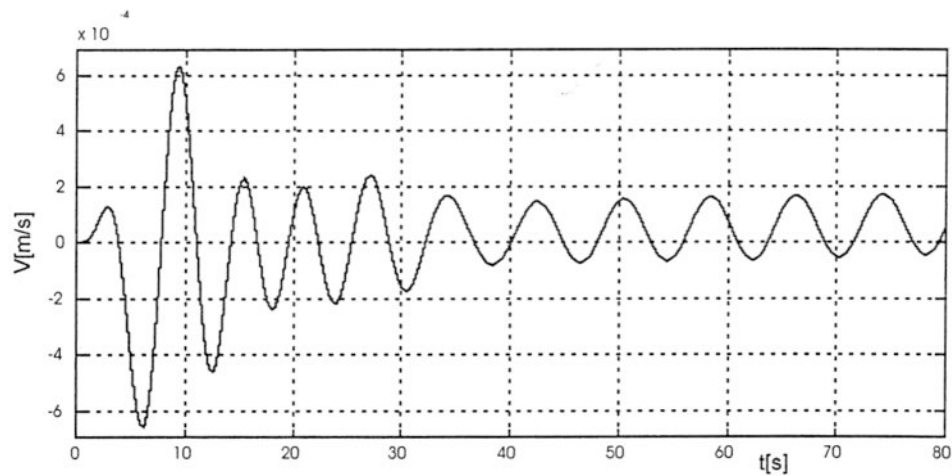
W rozdziale 5. zostało opisane i przedstawione na wykresach zachowanie się śmigłowca bez regulatora rozmytego. Podsumowując zachowanie się śmigłowca we wcześniej pokazanym doświadczeniu można stwierdzić, że śmigłowiec ruchem periodycznym dążył do destabilizacji i po około 40 sekundach osiągał stan niesterowalności, w którym prawdopodobnie w rzeczywistym układzie doszłoby do katastrofy. W tych samych warunkach, podobnie jak w rozdziale 5., przeprowadzono badanie zachowania się modelu śmigłowca w zawisie, sterowanego przez regulator rozmyty. Wykresy zmienności parametrów lotu przedstawiono na rysunkach (rys. 8.3, 8.4, 8.5, 8.6, 8.7, 8.8, 8.9, 8.10). Do badań symulacyjnych wykorzystano model regulatora rozmytego opisany w podrozdziale 8.2 i 8.3. Zastosowana wersja regulatora posiadała reguły korygujące (8.4), (8.6), każda zmienna posiadała zdefiniowane cztery oceny jakościowe (*ujemny normalnie* – mNO, *ujemny wolno* – mWO, *dodatni wolno* – pWO, *dodatni normalnie* – pNO). Wagi reguł korygujących zostały ustawione na wartość 0.5.

Analiza przedstawionych wykresów zmiany parametrów lotu śmigłowca potwierdza skuteczność regulatora rozmytego. Na wszystkich przedstawionych charakterystykach (rys. 8.3, 8.4, 8.5, 8.6, 8.7, 8.8, 8.9, 8.10) można wyraźnie zaobserwować tłumienie periodycznych ruchów śmigłowca prowadzących do destabilizacji. W analizowanym okresie czasu odchylenie od wartości zadanej jest niewielkie. Po czasie 70 sekund odchylenie od wartości zadanej dla kolejnych parametrów prędkości wynosiło $U=1.1 \times 10^{-3}$ [m/s], $V=0.2 \times 10^{-3}$ [m/s], $W=0.5 \times 10^{-4}$ [m/s], $P=10^{-5}$ [rad/s], $Q=2 \times 10^{-5}$ [rad/s], $R=2 \times 10^{-5}$ [rad/s], $\Theta=2 \times 10^{-3}$ [deg], $\Phi=2 \times 10^{-3}$ [deg]. Po tym samym czasie model śmigłowca bez regulatora rozmytego wszedł w stan, w którym rzeczywisty śmigłowiec uległby katastrofie. Można przyjąć, że regulator skutecznie tłumí drgania własne śmigłowca.

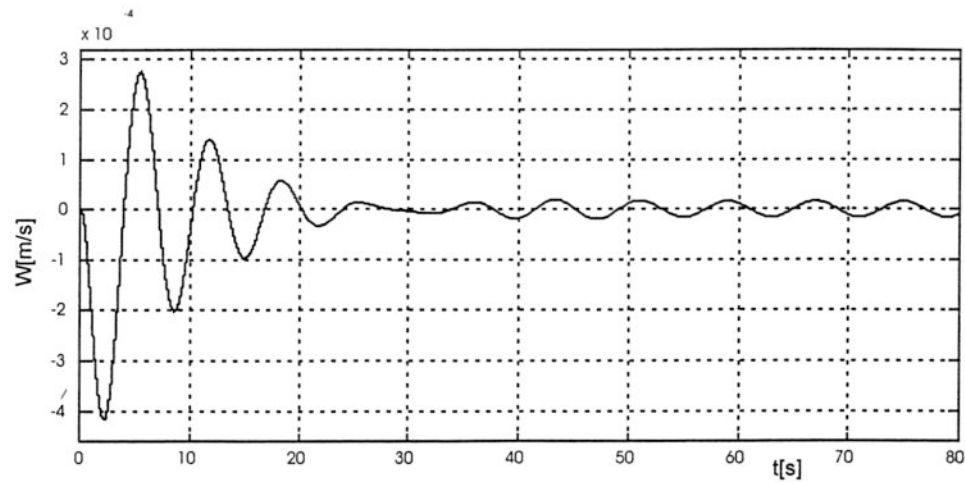
Elementem negatywnym, który można zaobserwować na wykresie prędkości liniowej U (rys. 8.3) jest ustalanie się stałego uchybu regulacji. Zaistniałe zjawisko w dużej mierze wynika z założonej, bardzo małej ilości ocen jakościowych parametrów lotu. Założone przybliżenie modelu regulatora jest bardzo duże. Reakcja sterem określona jako *wolna* w rzeczywistości w dużym stopniu przekracza zapotrzebowanie układu regulacji przy tak małym uchybie regulacji, jaki jest obserwowany na wykresach.



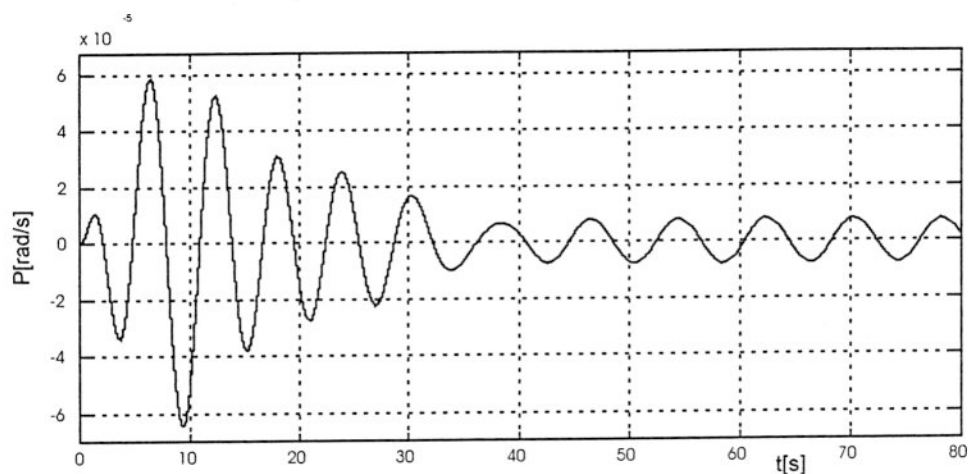
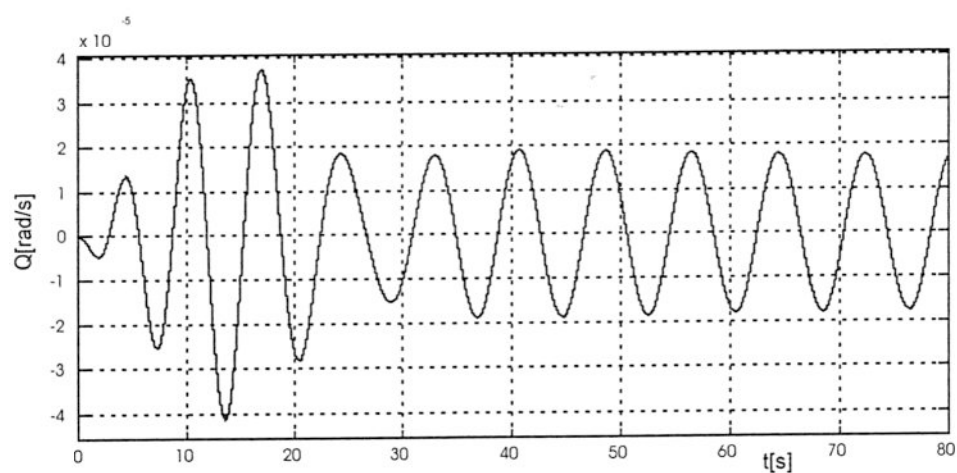
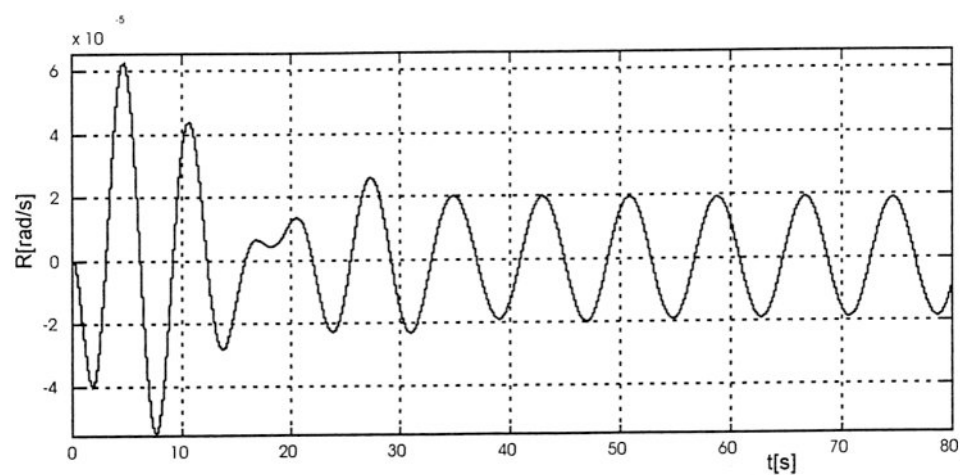
Rysunek 8.3. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

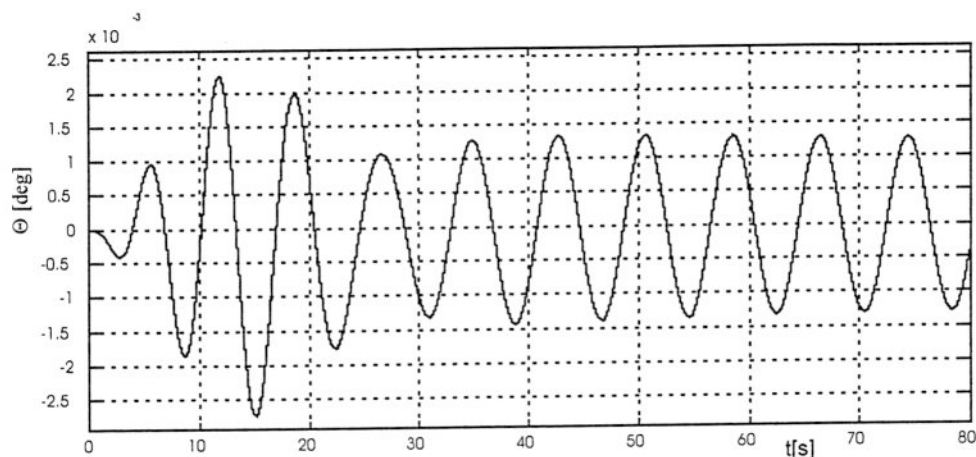
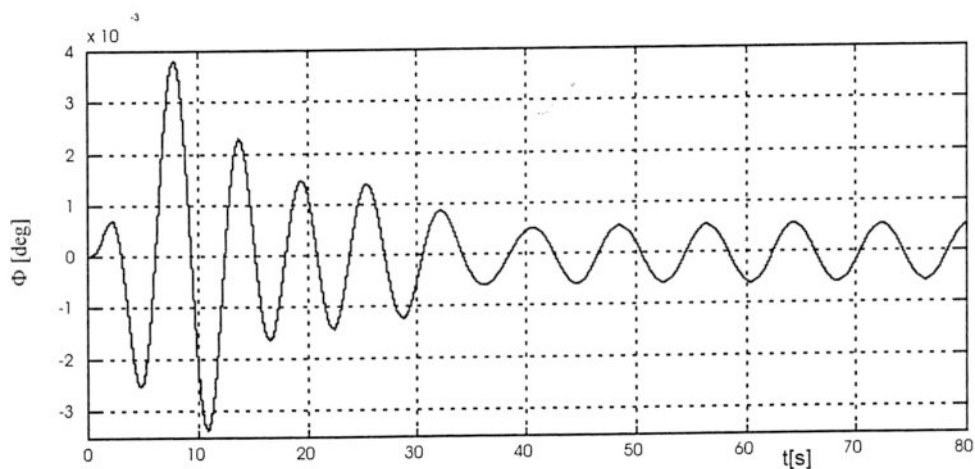


Rysunek 8.4. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.



Rysunek 8.5. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.6. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.7. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.8. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.9. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.10. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

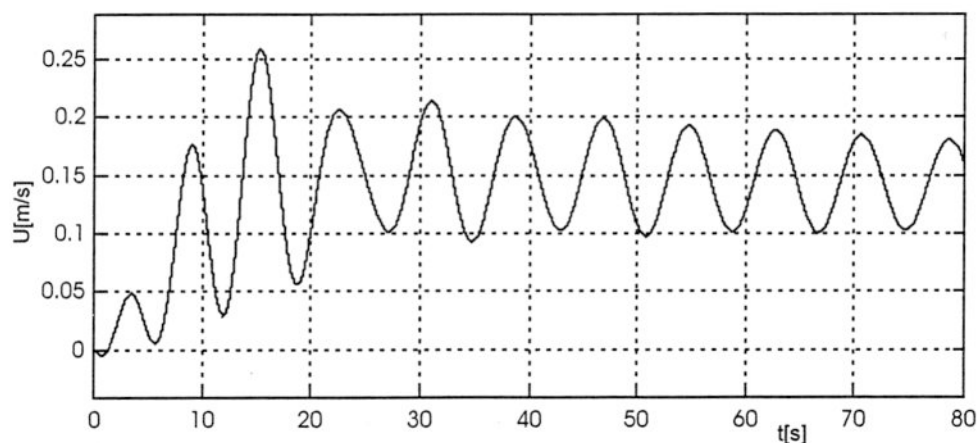
8.4.2. Odpowiedź układu śmigłowiec – regulator rozmyty na ruch organów sterowania.

Podobnie jak w literaturze [39] poniżej zostanie przedstawione badanie symulacyjne odpowiedzi układu śmigłowiec – regulator rozmyty w zawisie w odpowiedzi na zakłócenie ruchem organów sterowych. Zakłócenie organu sterowego zostało zdefiniowane w podrozdziale 4.4., Tak, jak zostało to opisane w podrozdziale 4.4. badany będzie oddzielnie wpływ każdego organu sterowego na układ śmigłowiec – regulator rozmyty w zawisie. Założono, że działanie regulatora rozmytego zostanie załączone po zakończeniu zakłócenia parametrem sterowym. Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na impuls skoku kąta ogólnego śmigła nośnego (parametr sterujący Θ_0') przedstawiono na wykresach (rys. 8.11, 8.12, 8.13, 8.14, 8.15, 8.16, 8.17, 8.18). Charakterystyki zmienności parametrów

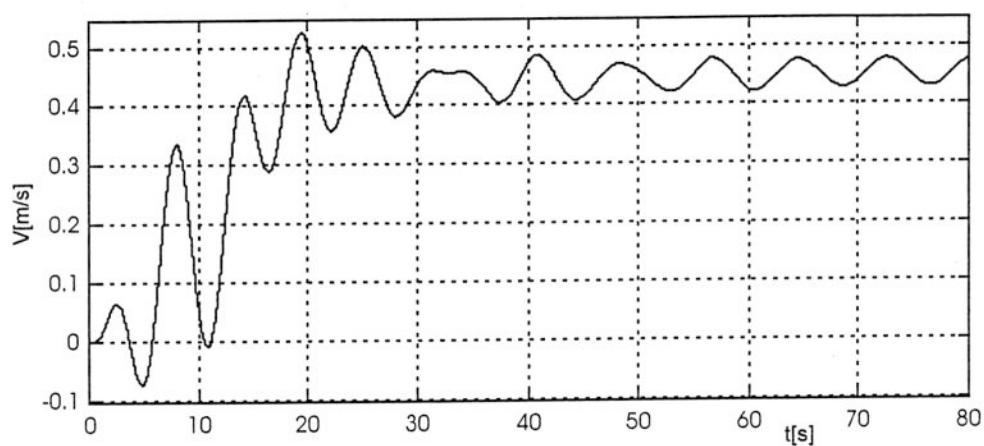
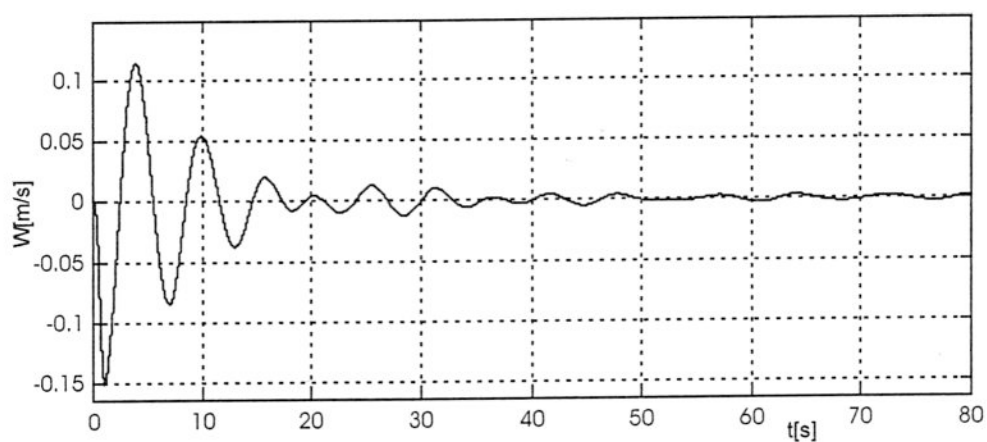
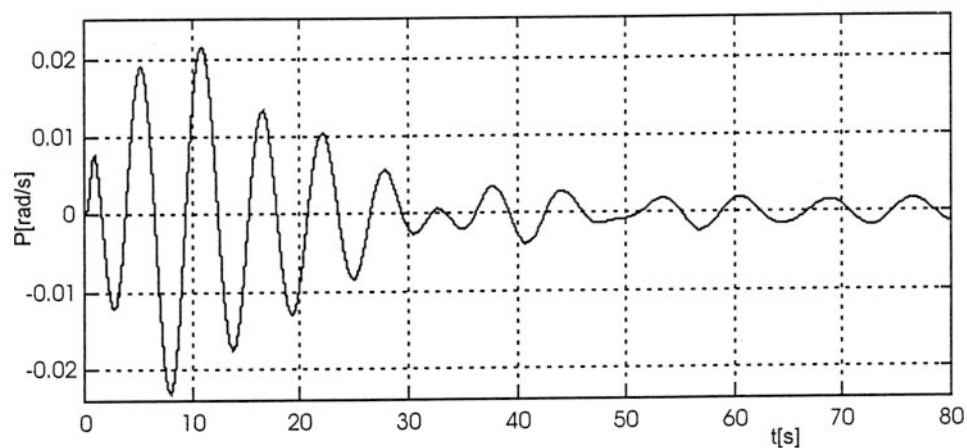
lotu w odpowiedzi na impuls skoku kąta sterującego Θ_1 przedstawiono na wykresach (rys. 8.19, 8.20, 8.21, 8.22, 8.23, 8.24, 8.25, 8.26). Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na impuls skoku kąta sterującego Θ_2 przedstawiono na wykresach (rys. 8.27, 8.28, 8.29, 8.30, 8.31, 8.32, 8.33, 8.34). Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na impuls skoku kąta Θ_{SO} śmigła ogonowego przedstawiono na wykresach (rys. 8.35, 8.36, 8.37, 8.38, 8.39, 8.40, 8.41, 8.42). Podobnie jak przy badaniach układu śmigłowca z regulatorem rozmytym w zawisie, w locie ustalonym do badań symulacyjnych wykorzystano model regulatora rozmytego opisany w podrozdziale 8.2. i 8.3. W tych doświadczeniach została zastosowana wersja regulatora taka, jak w doświadczeniu opisanym w podpunkcie 8.4.1.

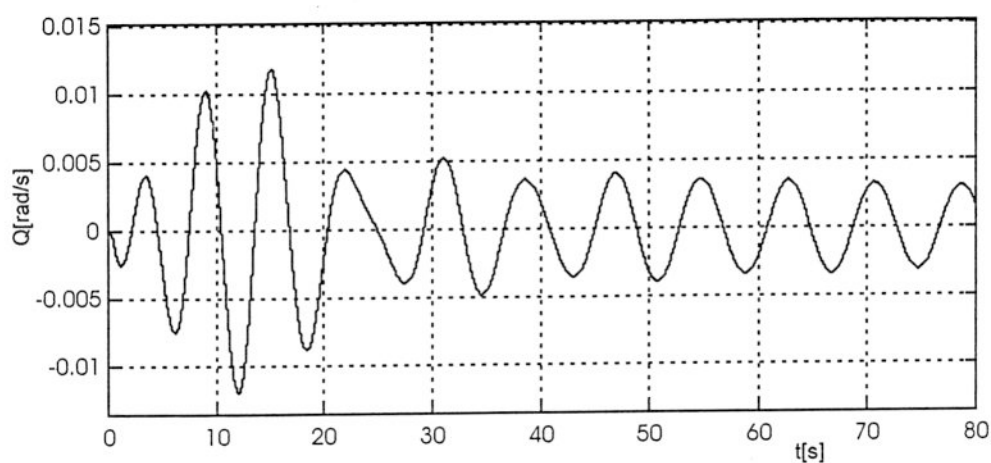
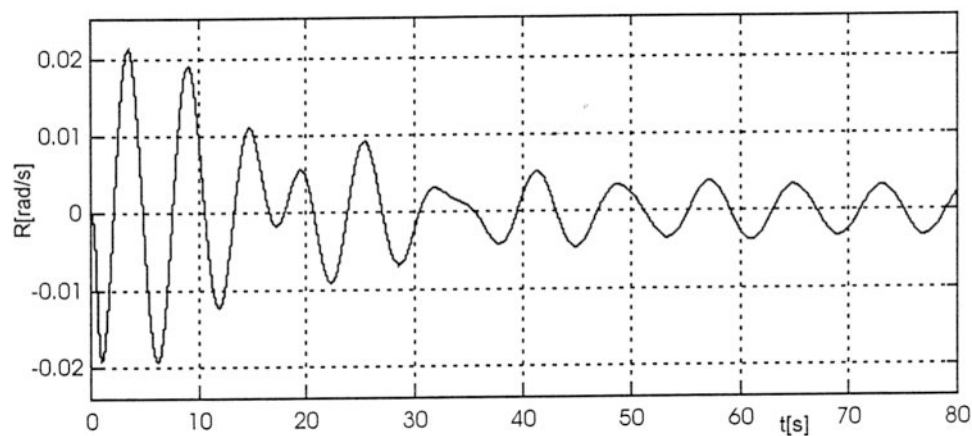
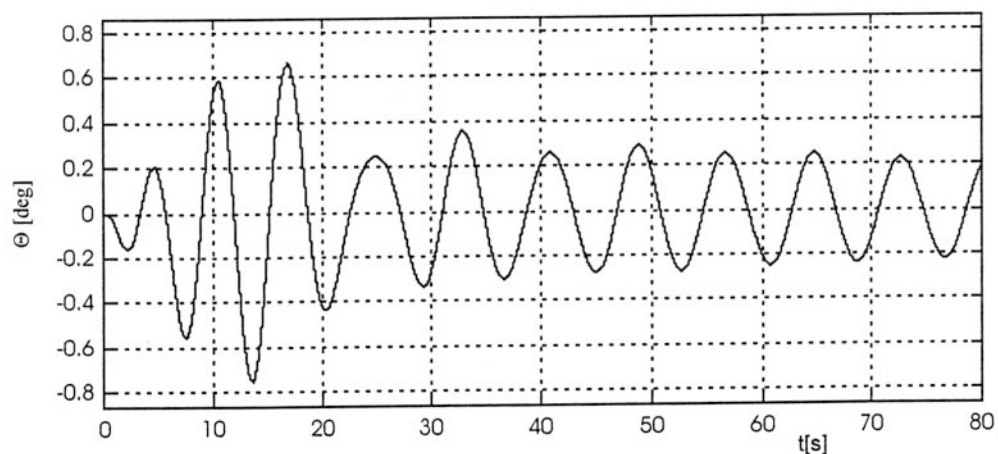
Na podstawie wykresów stwierdzić można, że zakłócenia wywołane ruchem dowolnego steru są tłumione we wszystkich obserwowanych stopniach swobody. Wszystkie parametry lotu stabilizują się w czasie. Powyższe doświadczenie potwierdza skuteczność regulatora rozmytego w odpowiedzi na zakłócający ruch organów sterowania. Można jednak zauważyć, że prędkości liniowe U oraz V stabilizują się na określonym poziomie ze stałym uchybem regulacji. Prędkości kątowe, kąty nachylenia kadłuba oraz prędkość liniowa W oscylują gasnąco wokół wartości zadanej. Podobnie jak w doświadczeniu opisanym w podpunkcie 8.4.1 zaistniałe zjawisko w dużej mierze wynika z założonego, bardzo dużego przybliżenia regulatora rozmytego. Na przedstawionych wykresach można zaobserwować, szczególnie w początkowej fazie, wzajemne sprzężenie ruchów śmigłowca. W wyniku niedokładności regulacji powstaje uchyb prędkości liniowej U . Uchyb ten swoim narostem przyczynia się do powstania uchybu regulacji prędkości liniowej V . Możliwość zmniejszenia lub zlikwidowania uchybu regulacji parametrów lotu U i V zostanie wykazana w podrozdziale 8.5. W podrozdziale tym pokazano również, że poprawienie ocen jakościowych prędkości liniowej U wpływa pozytywnie na dokładność regulacji parametru prędkości liniowej V .

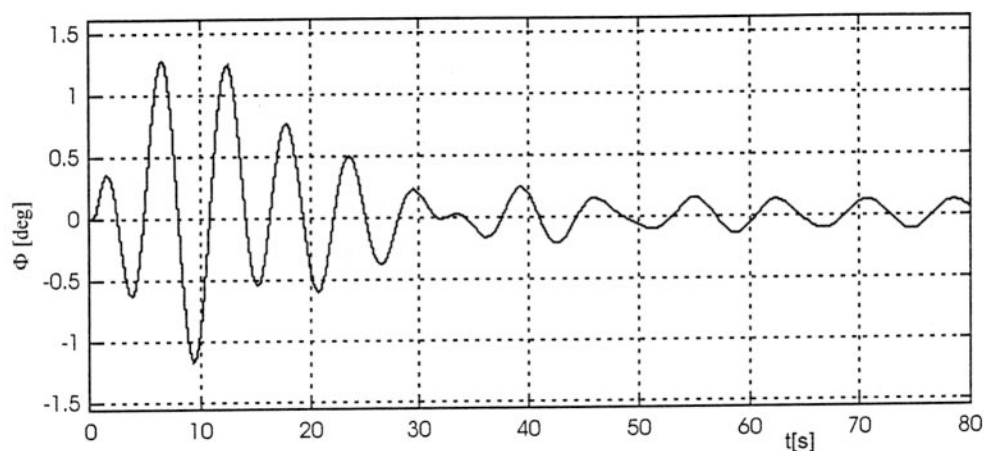
Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na impuls skoku Θ_0 kąta ogólnego śmigła nośnego.



Rysunek 8.11. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

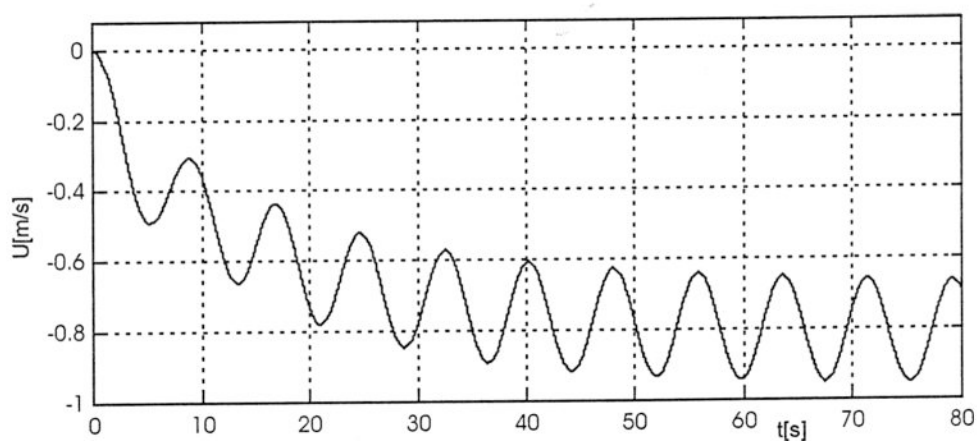
Rysunek 8.12. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.13. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.14. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.15. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.16. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.17. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

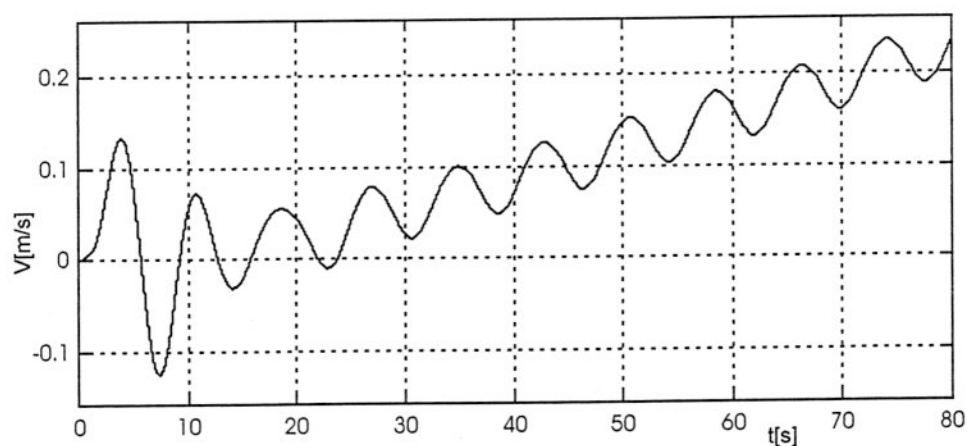


Rysunek 8.18. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

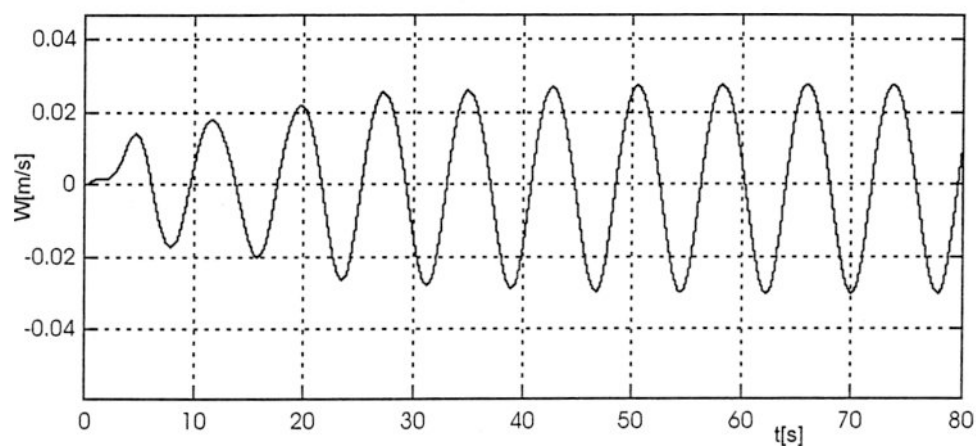
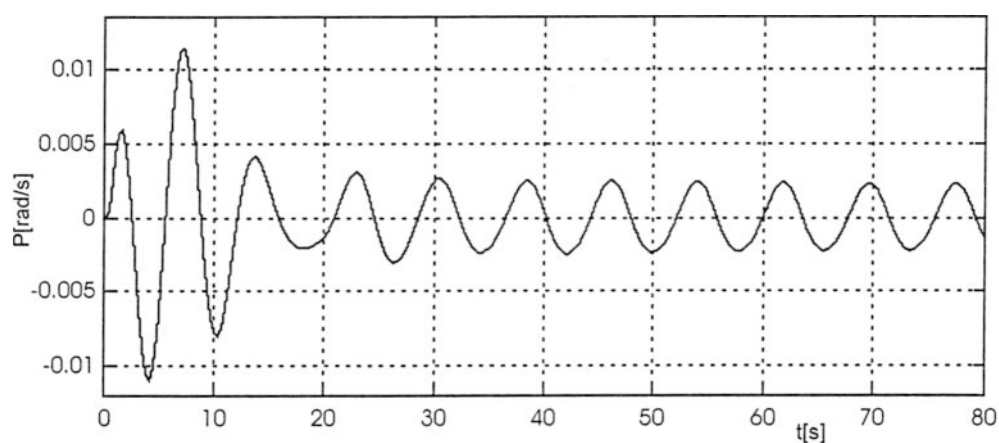
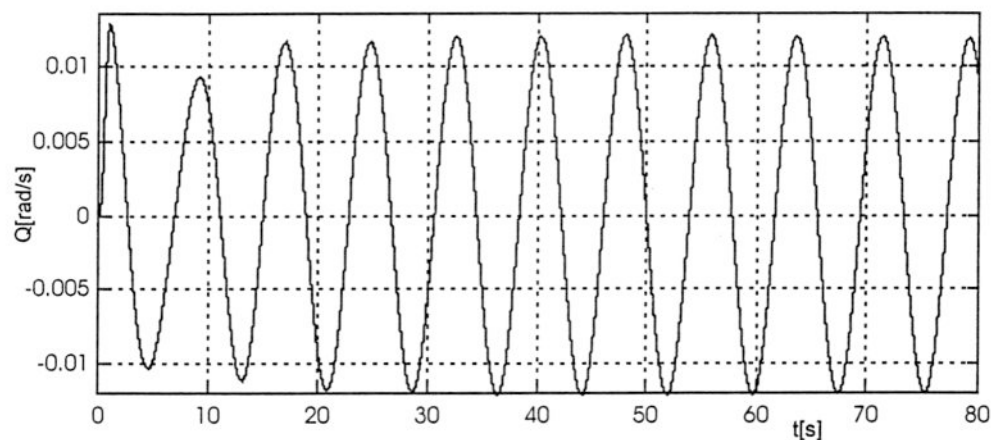
Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na impuls skoku kąta sterującego Θ_1 .

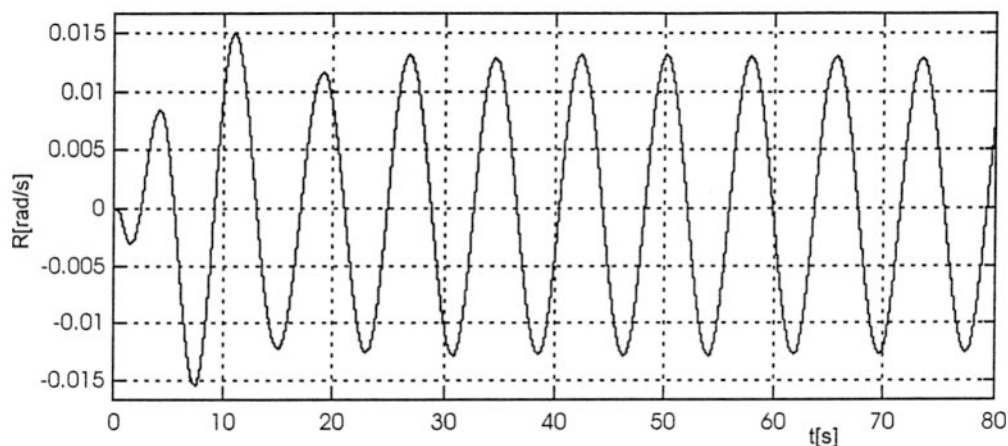
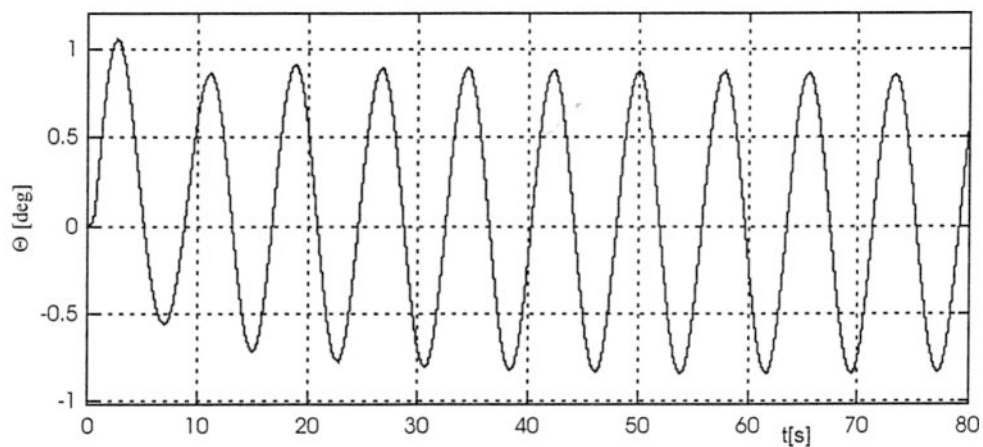
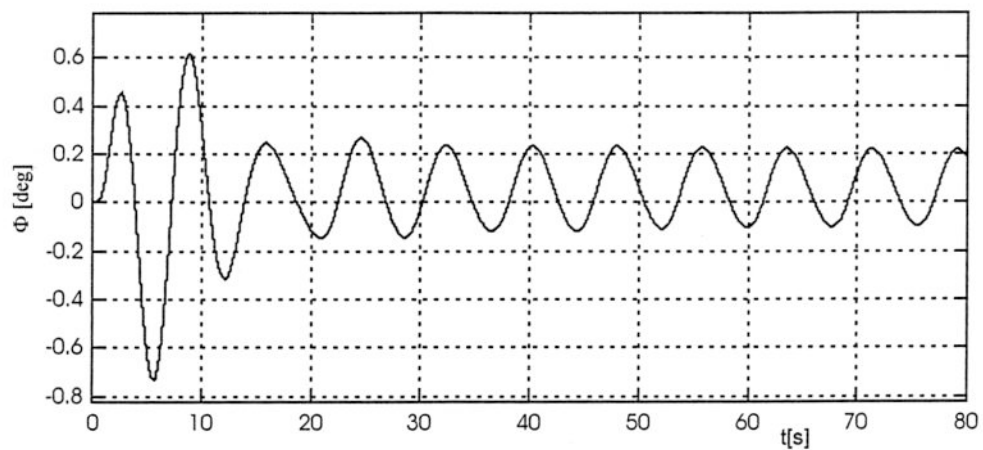


Rysunek 8.19. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

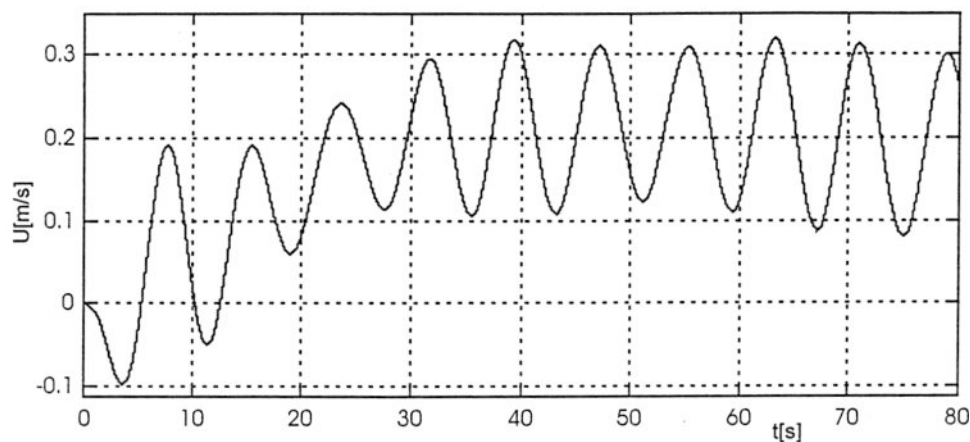


Rysunek 8.20. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

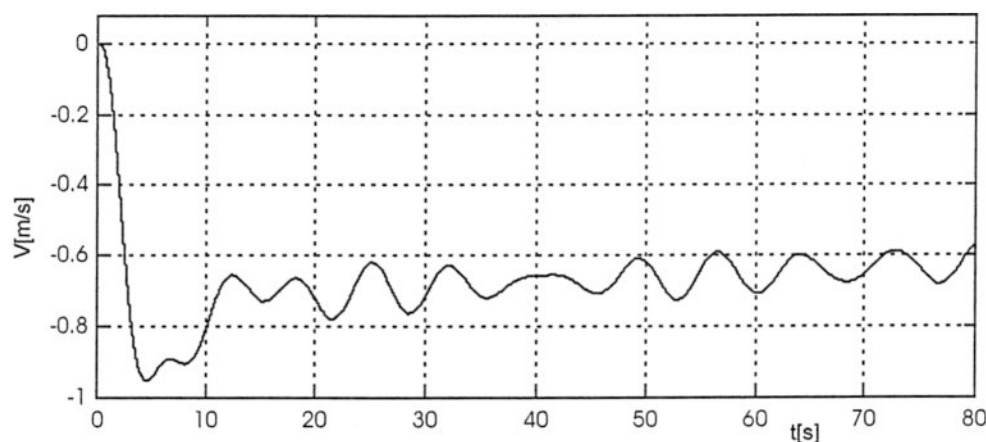
Rysunek 8.21. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.22. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.23. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.24. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.25. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.26. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

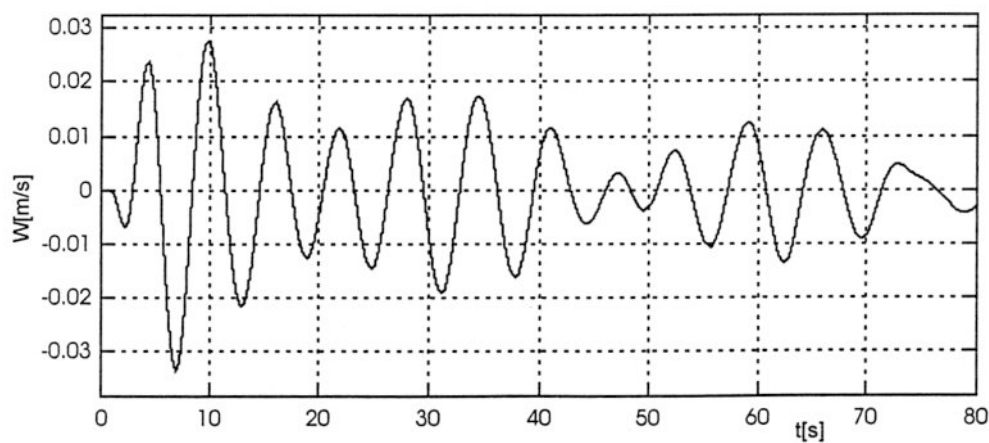
Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na impuls skoku kąta sterującego Θ_2 .



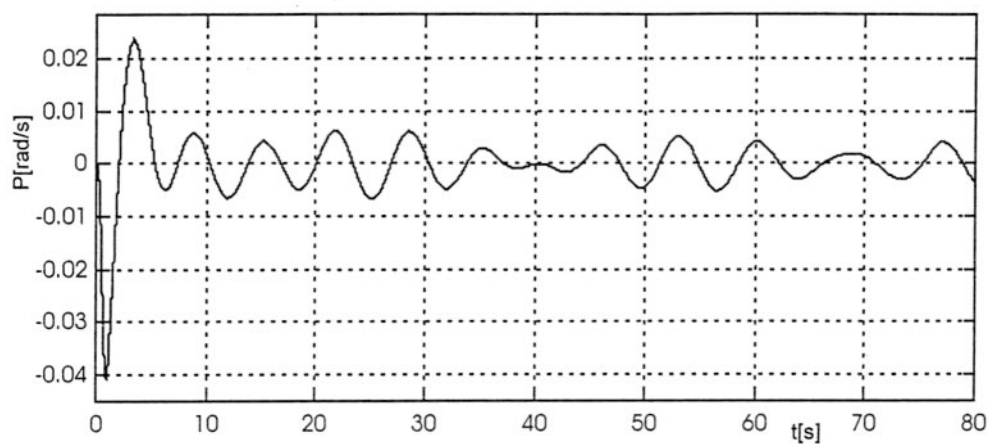
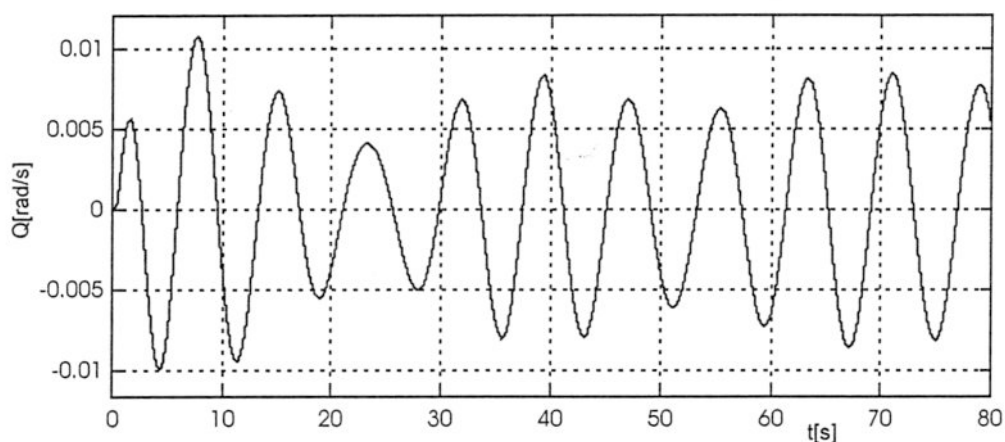
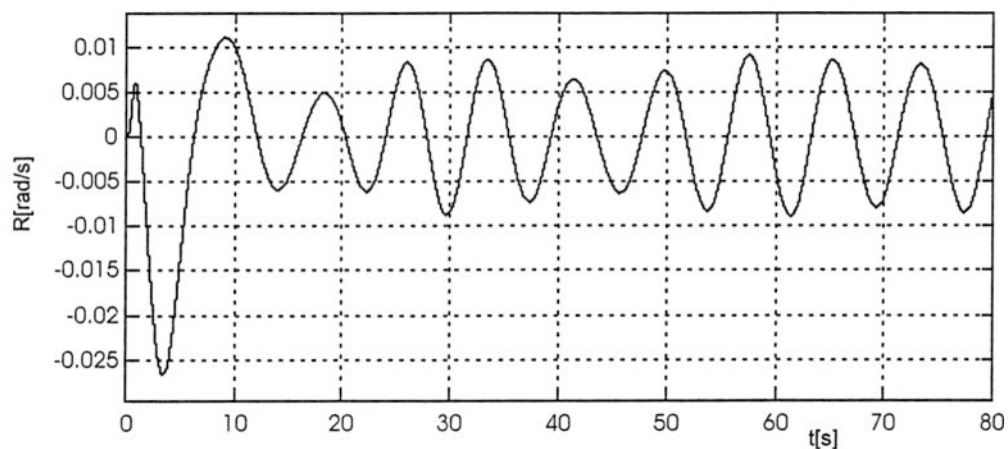
Rysunek 8.27. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

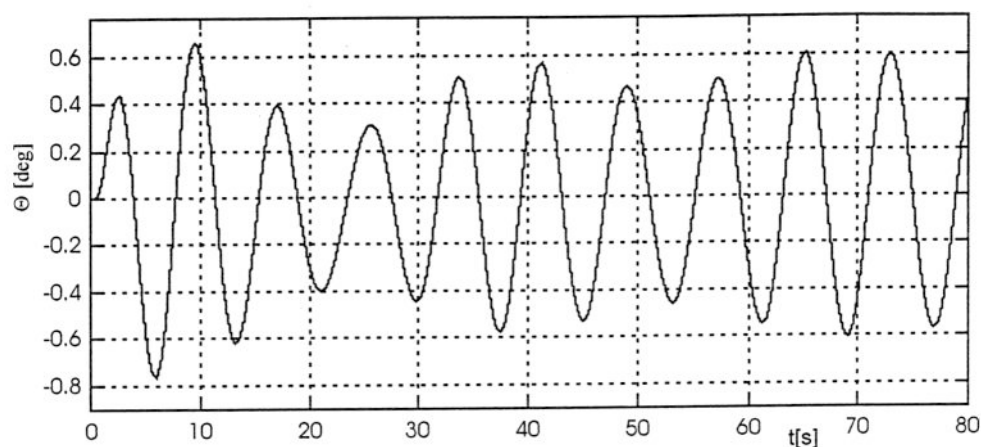
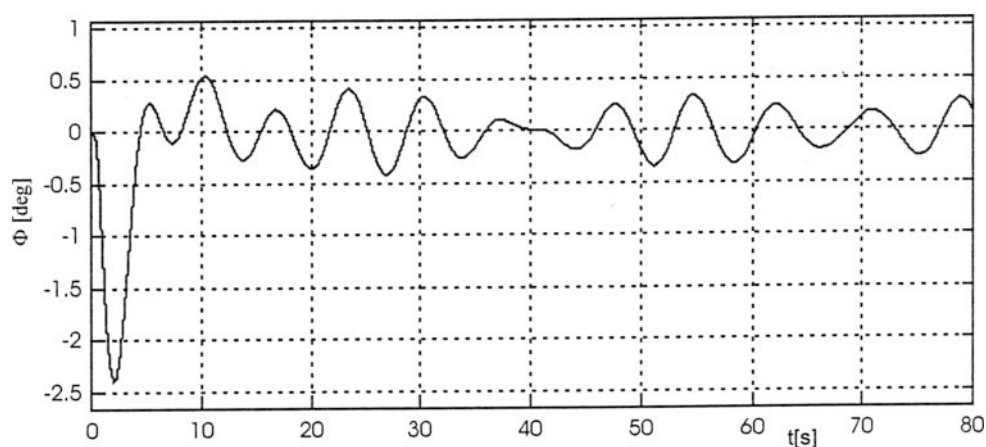


Rysunek 8.28. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

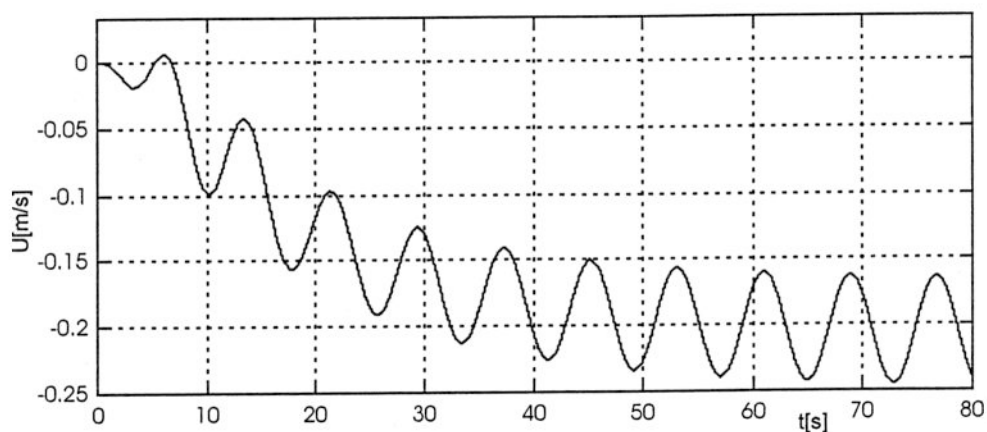


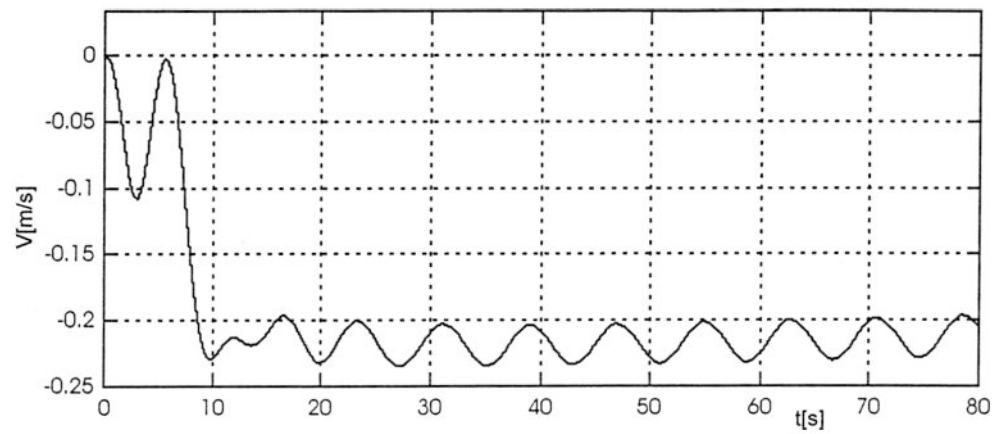
Rysunek 8.29. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.30. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.31. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.32. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

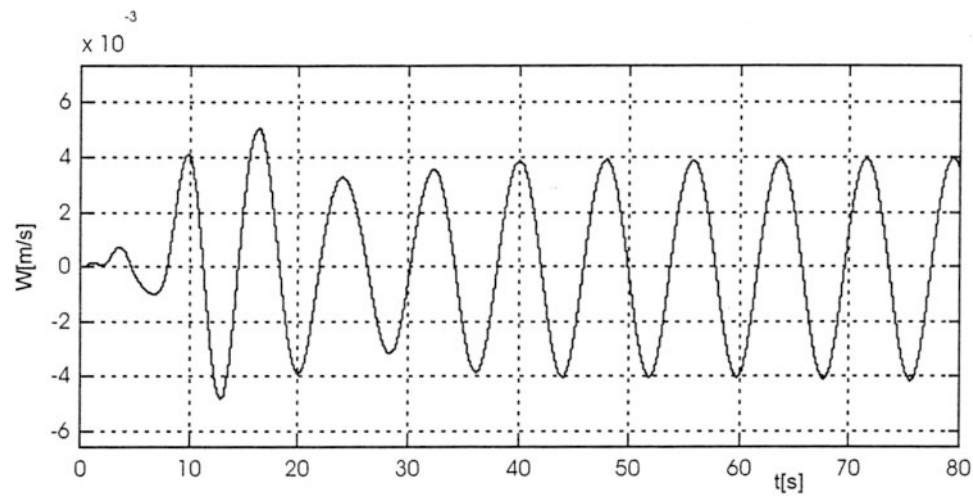
Rysunek 8.33. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.34. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na impuls skoku kąta Θ_{SO} śmigła ogonowego.

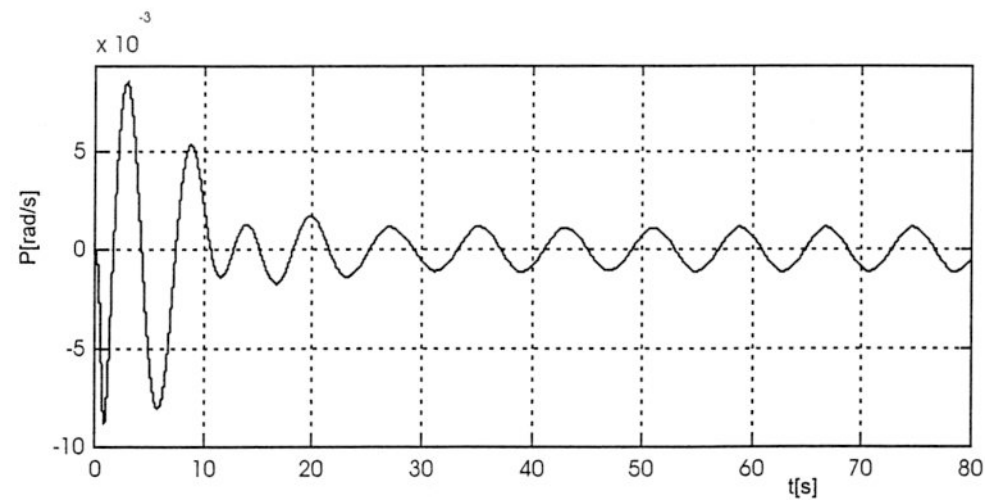
Rysunek 8.35. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.



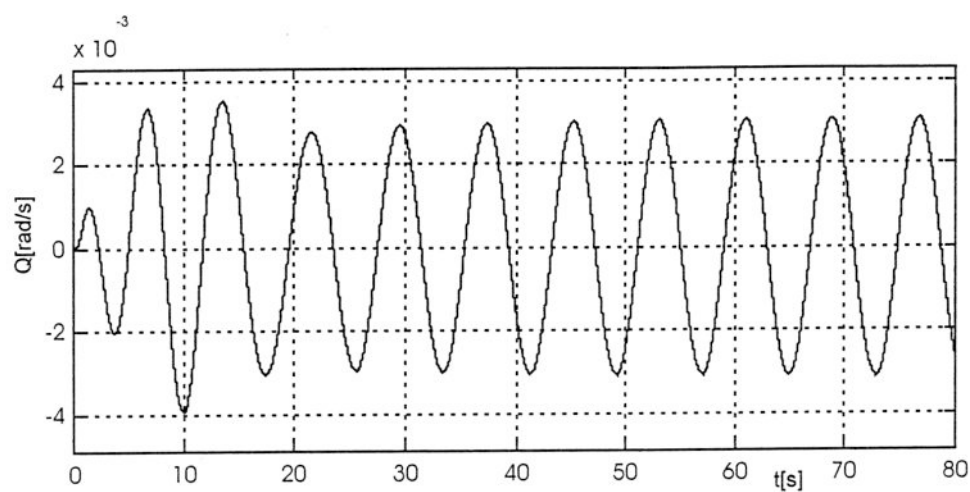
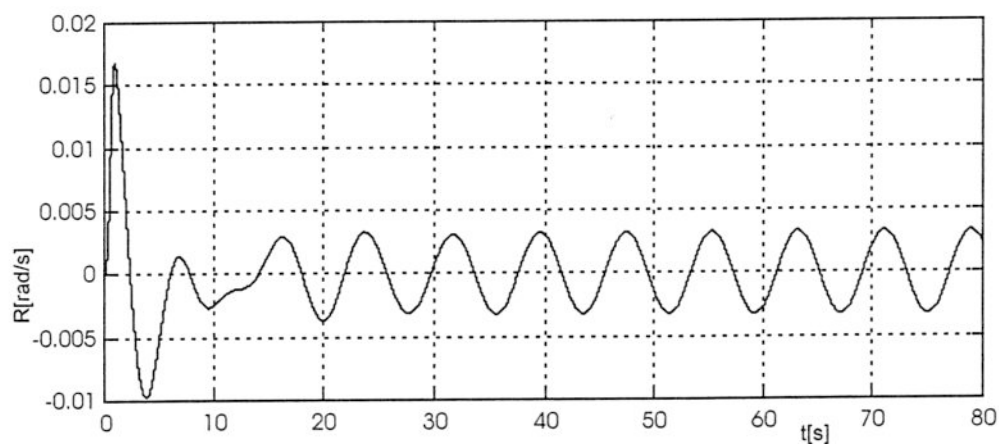
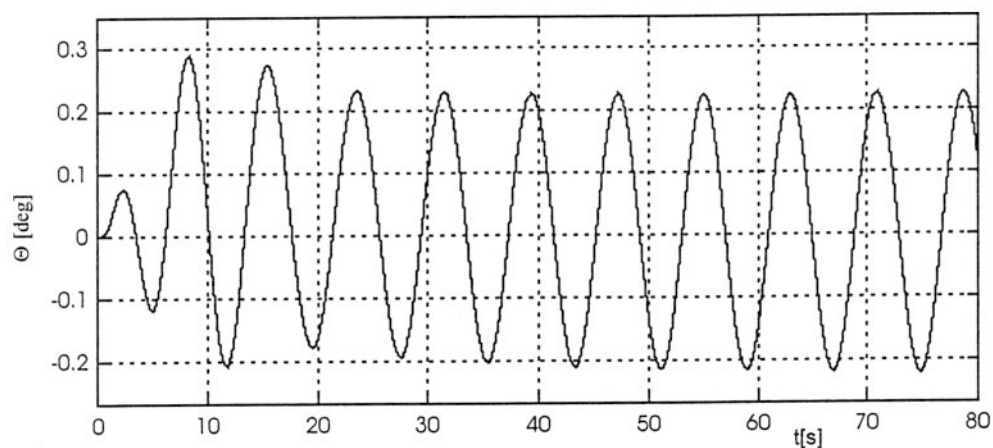
Rysunek 8.36. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

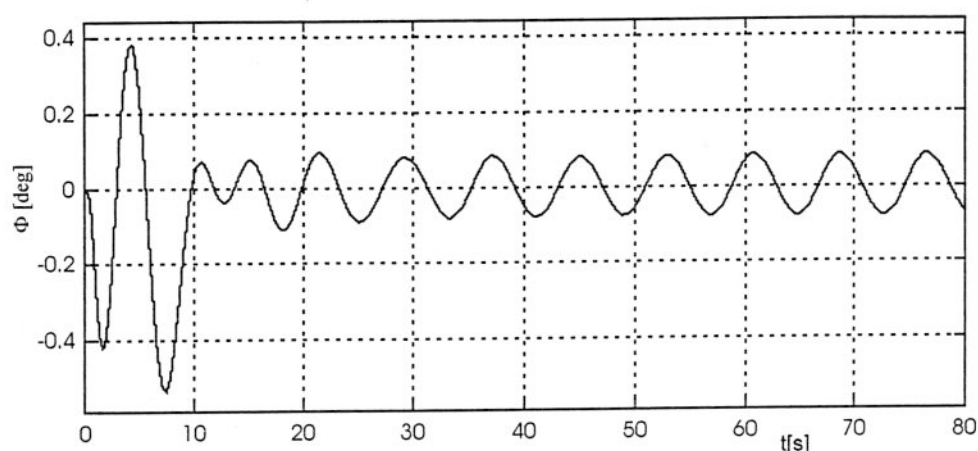


Rysunek 8.37. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.



Rysunek 8.38. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.39. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.40. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.41. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.



Rysunek 8.42. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

8.4.3. Odpowiedź układu śmigłowiec – regulator rozmyty na podmuch wiatru.

Podobnie jak w literaturze [39] poniżej zostanie przedstawione badanie symulacyjne odpowiedzi układu śmigłowiec – regulator rozmyty w zawisie w odpowiedzi na zakłócenie podmuchem wiatru. Zakłócenie podmuchem wiatru zostało zdefiniowane w podrozdziale 4.4. Tak jak zostało to opisane w podrozdziale 4.4., badano wpływ podmuchu wiatru oddzielnie dla składowych prędkości wzdłuż osi związanych z kadłubem śmigłowca O_x , O_y , O_z . Działanie regulatora rozmytego jest aktywne w czasie trwania zakłócenia oraz po jego wygaśnięciu. Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na zaburzenie podmuchem wiatru w kierunku zbieżnym z wektorem prędkości liniowej U przedstawiono na wykresach (rys. 8.44, 8.45, 8.46, 8.47, 8.48, 8.49, 8.50, 8.51). Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na zaburzenie podmuchem wiatru w kierunku zbieżnym z wektorem prędkości liniowej V zaprezentowano na wykresach (rys. 8.52, 8.53, 8.54, 8.55, 8.56, 8.57, 8.58, 8.59). Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na zaburzenie podmuchem wiatru w kierunku zbieżnym z wektorem prędkości liniowej W przedstawiono na wykresach (rys. 8.60, 8.61, 8.62, 8.63, 8.64, 8.65, 8.66, 8.67). Podobnie jak przy badaniach układu śmigłowca z regulatorem rozmytym w zawisie, w locie ustalonym do badań symulacyjnych wykorzystano model regulatora rozmytego opisany w podrozdziale 8.2. i 8.3. W tych doświadczeniach została zastosowana wersja regulatora taka, jak w doświadczeniu opisanym w podpunkcie 8.4.1.

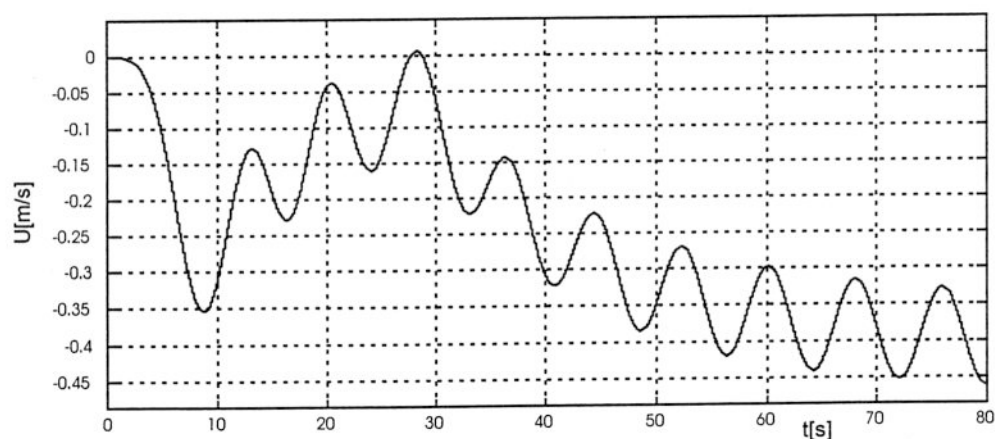
Pozytywnym wynikiem przeprowadzonych symulacji jest ustabilizowanie się w czasie wszystkich parametrów lotu dla zaburzeń podmuchem we wszystkich zbadanych kierunkach. Prędkości kątowe, składowa prędkości liniowej W oraz kąty pochylenia kadłuba ustabilizowały się w wartości zadanej układu regulacji. Składowe prędkości liniowych U , V ustabilizowały się z błędem stałym względem wartości zadanej układu regulacji. Analizując wykresy można zauważyć, że te składowe prędkości najmocniej ulegały zakłóceniu niezależnie od kierunku zaburzenia. Podobnie jak w doświadczeniu opisanym we wcześniejszych podpunktach zaistniałe zjawisko w dużej mierze wynika z założonego, bardzo dużego przybliżenia regulatora rozmytego. W wyniku niedokładności regulacji powstaje uchyb prędkości liniowej U , który swoim narostem przyczynia się do powstania uchybu regulacji prędkości liniowej V .

Wpływ zaburzenia na liniowe prędkości lotu w kierunkach im odpowiadających jest najsilniejszy dla prędkości U i V . Odchylenie od wartości zadanej parametru prędkości składowej W jest największe przy zaburzeniu w kierunku tej składowej. Można jednak zauważyć, że zaburzenie prędkości liniowej W wzbudza nieporównywalnie większe zakłócenie wartości parametrów U i V . Zaobserwowana wielkość zakłócenia prędkości liniowych U i V jest na tyle duża, że trudno uznać wyniki za zadawalające oraz za wiarygodne. Z odpowiednich wykresów wynika, że śmigłowiec na skutek zaburzenia podmuchem wiatru składowej prędkości liniowej W uzyskał prędkość lotu około 40 km/h. Wielkość powstałego zakłócenia przekracza możliwości regulatora rozmytego ze względu na przyjęte ograniczenia określone przez wartościami ocen jakościowych. Przy tak dużym zakłóceniu zmieniają się w znaczący sposób wartości pochodnych aerodynamicznych śmigłowca będące parametrami modelu.

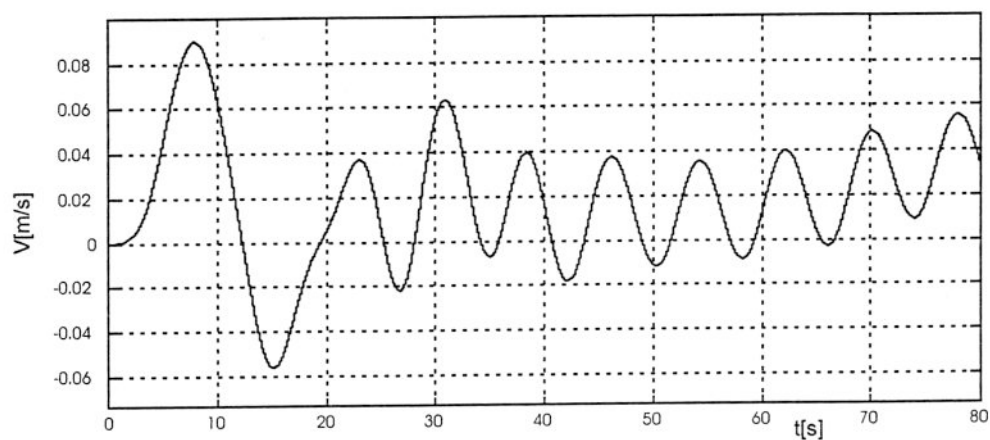
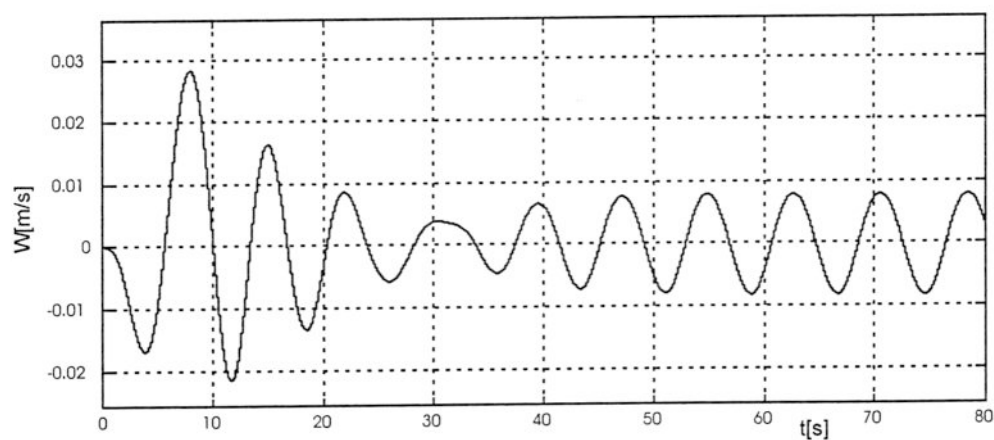
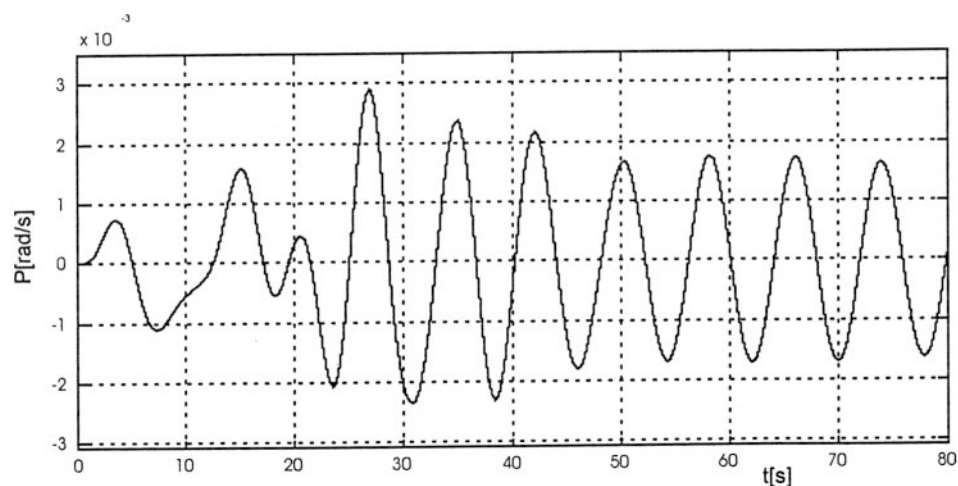
Aby poprawić wyniki działania regulatora rozmytego w odpowiedzi na zaburzenie podmuchem wiatru pionowej składowej prędkości lotu śmigłowca, można próbować wprowadzić mniej dynamiczne działanie lokalnego układu regulacji składowej prędkości liniowej W . Zaburzenie składowych prędkości liniowych U i V mogło być spowodowane działaniem właśnie tego układu regulacji, który ustabilizował składową prędkości liniowej W na zadawalającym poziomie. Rozwiązanie problemu może też być łatwiejsze po wprowadzeniu dodatkowych korygujących lokalnych modeli sterowania opisanych w podpunkcie 8.5.4.

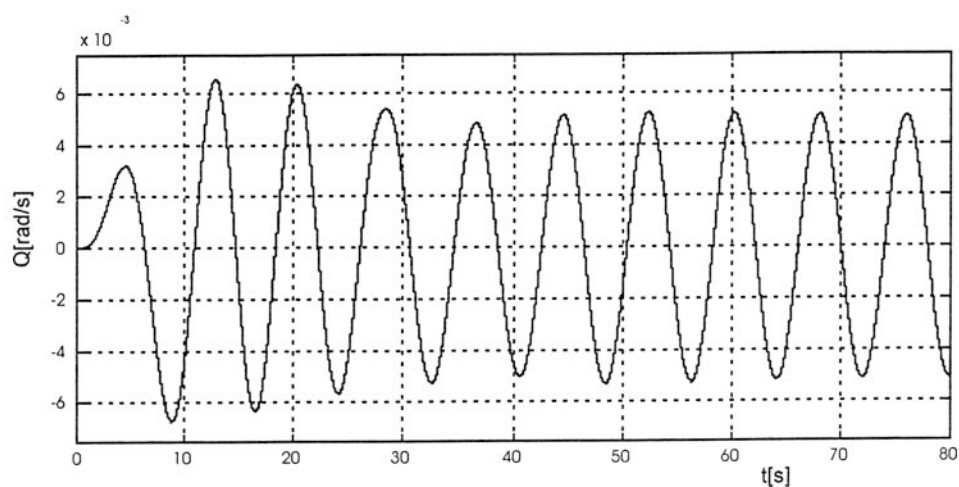
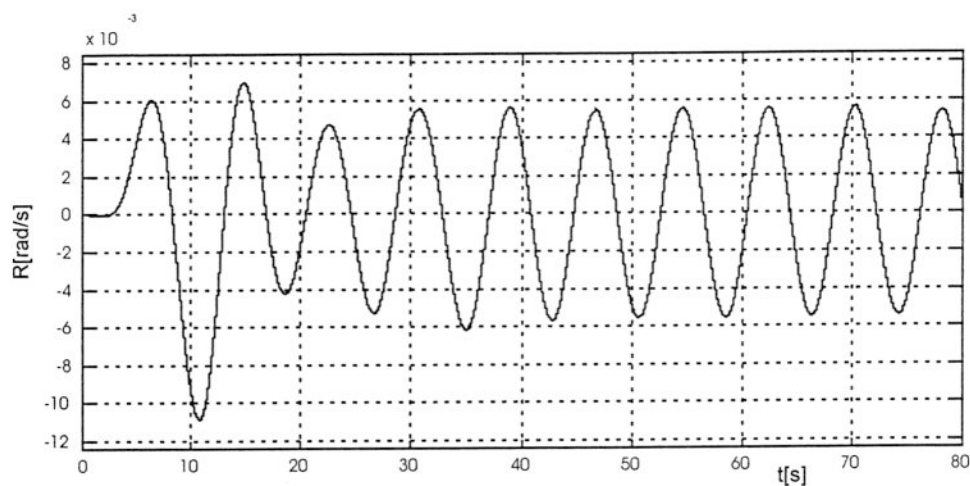
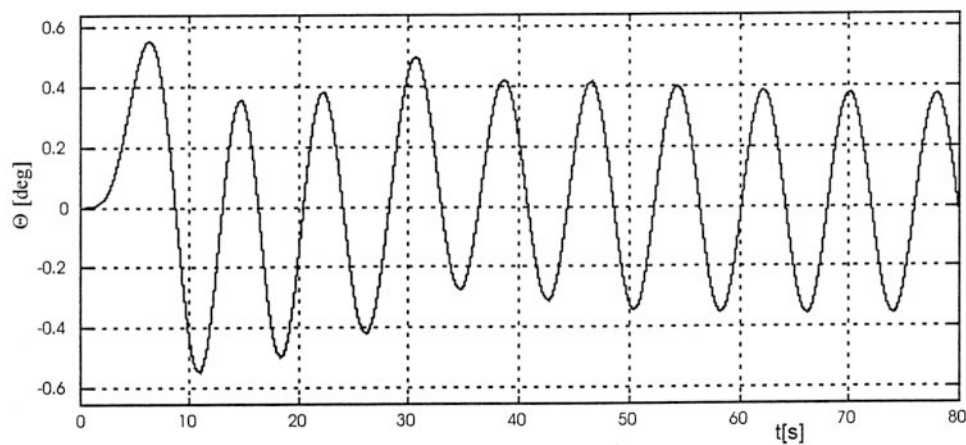
Ponadto należy brać pod uwagę fakt, że model regulatora rozmytego był strojony w oparciu o stosunkowo niewielką wiedzę eksperta.

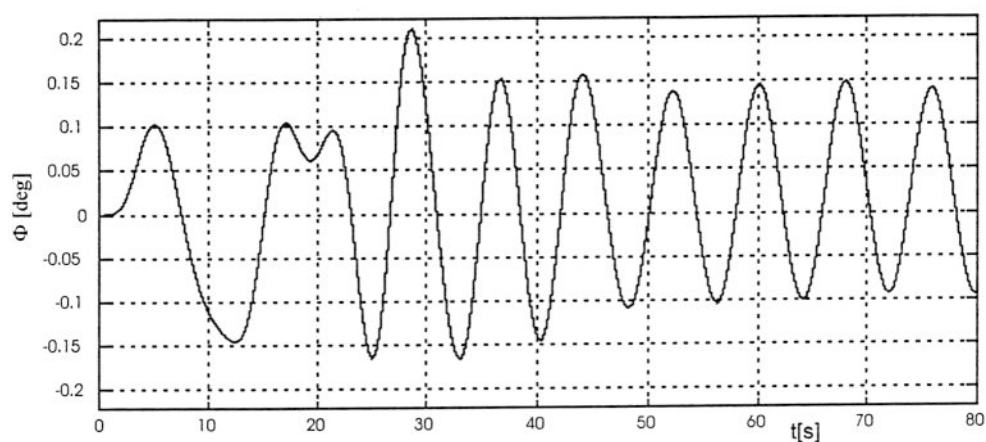
Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na zaburzenie podmuchem wiatru względem liniowej prędkości lotu U .



Rysunek 8.44. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

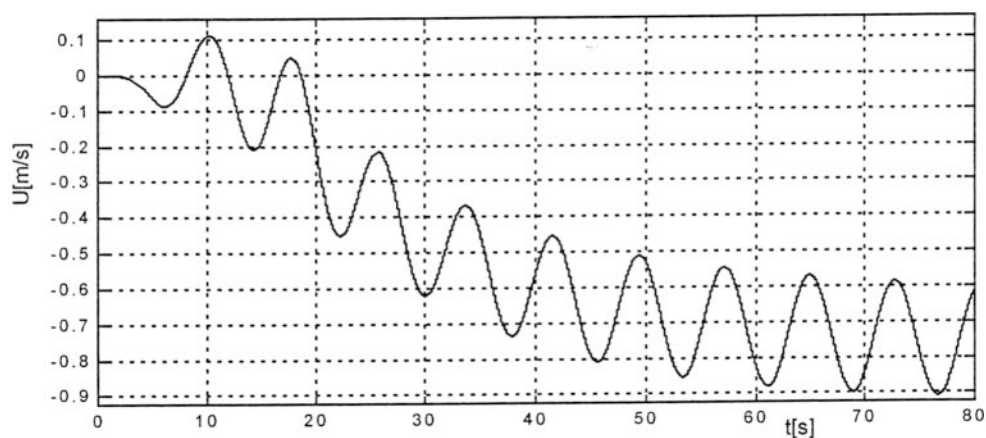
Rysunek 8.45. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.46. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.47. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.48. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.49. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.50. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

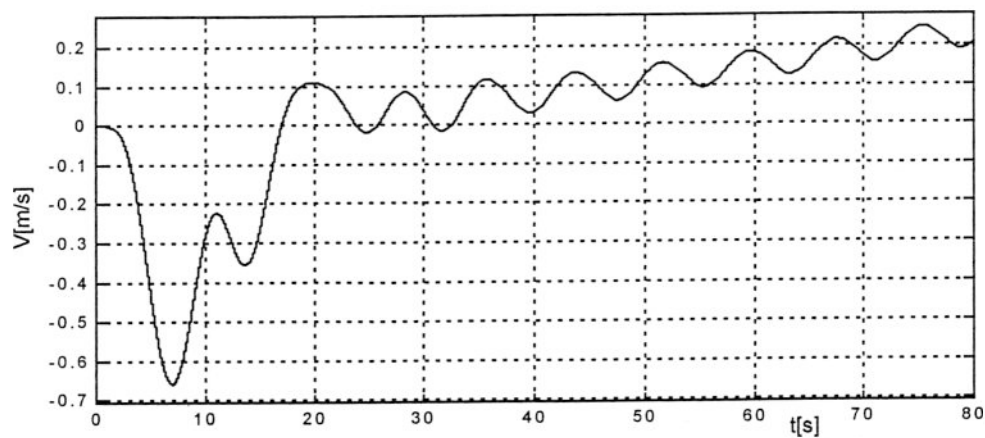


Rysunek 8.51. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

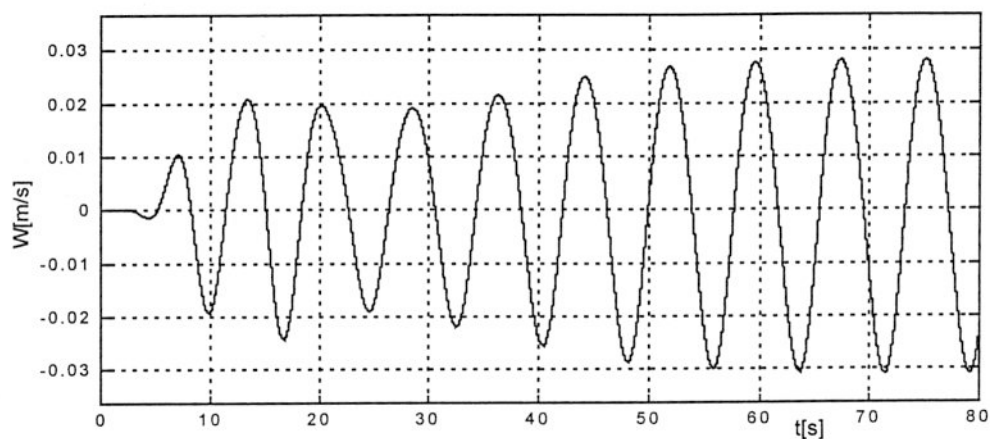
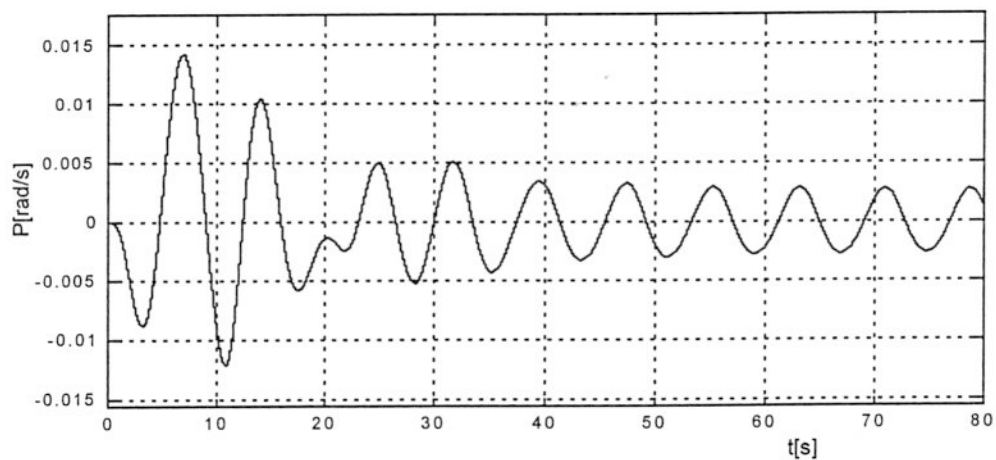
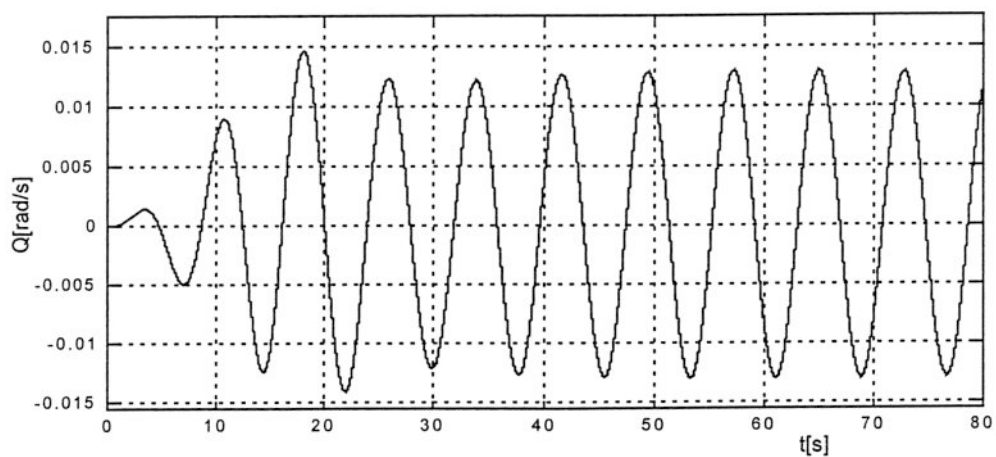
Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na zaburzenie podmuchem wiatru względem liniowej prędkości lotu V .

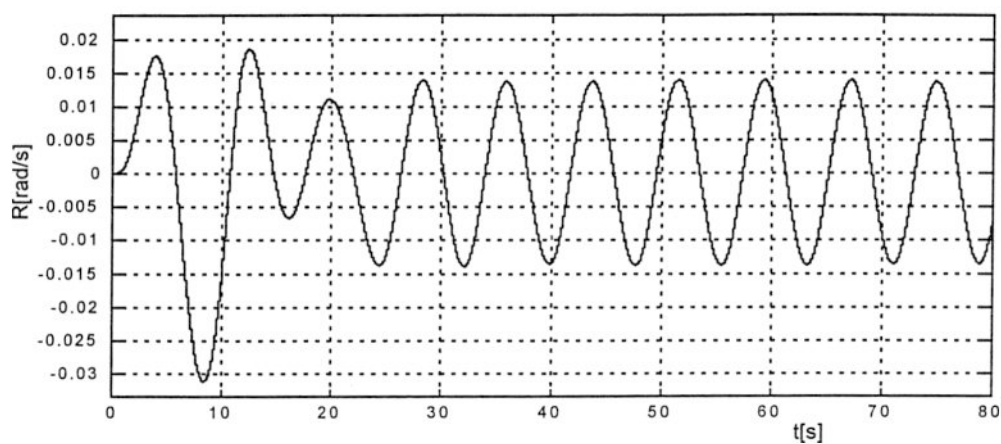
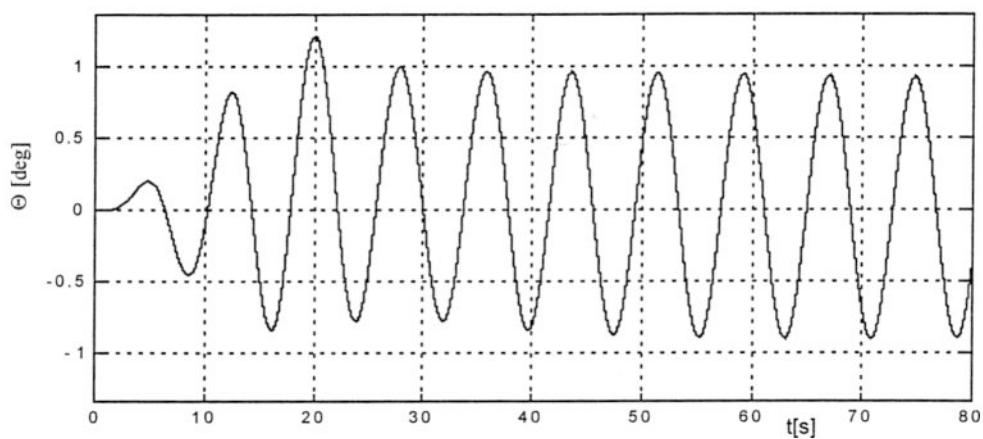
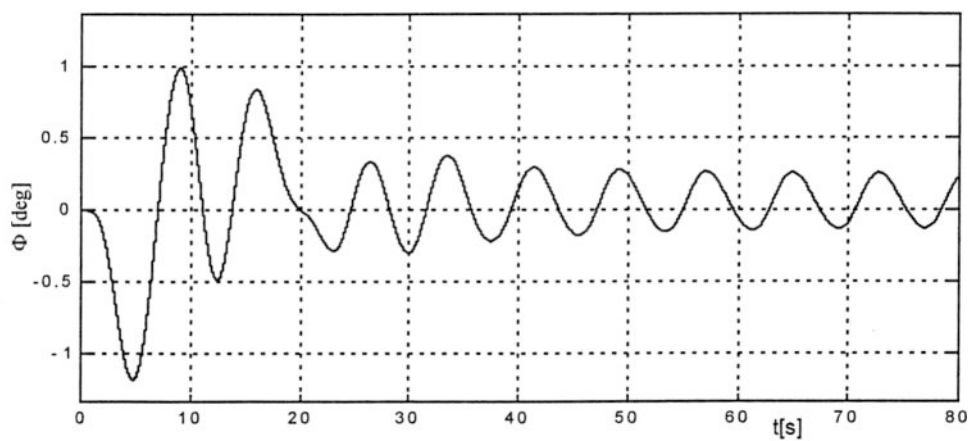


Rysunek 8.52. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

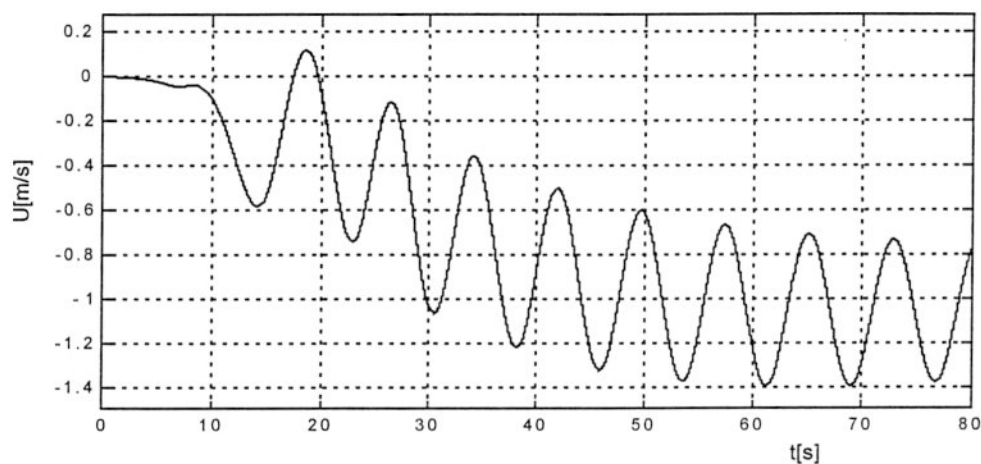


Rysunek 8.53. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

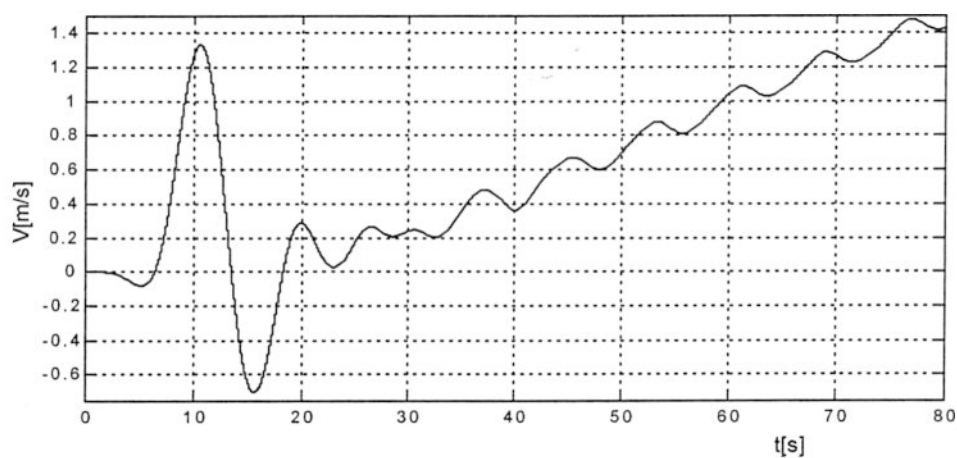
Rysunek 8.54. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.55. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.56. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.57. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.58. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.59. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

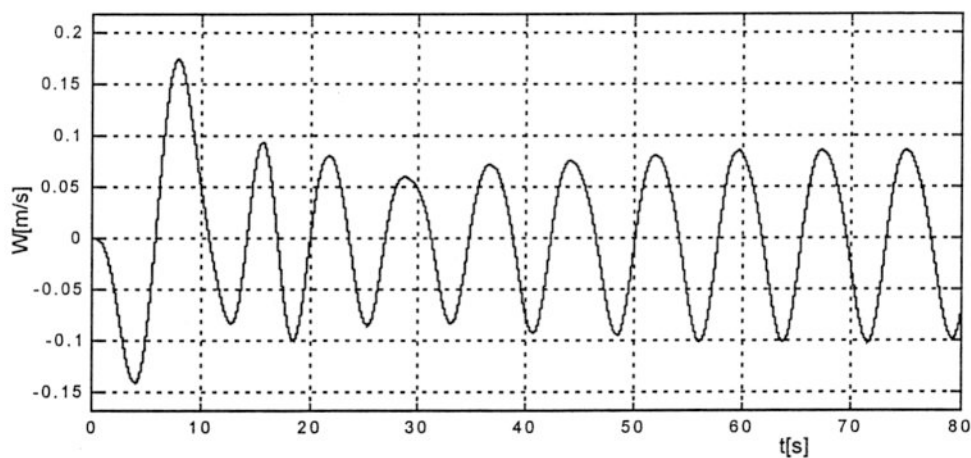
Charakterystyki zmienności parametrów lotu w odpowiedzi na zaburzenie podmuchem wiatru względem liniowej prędkości lotu W .



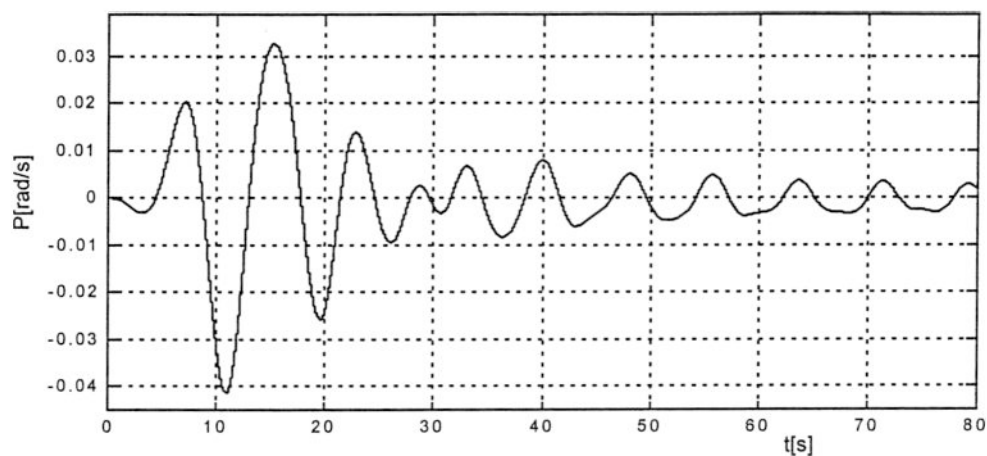
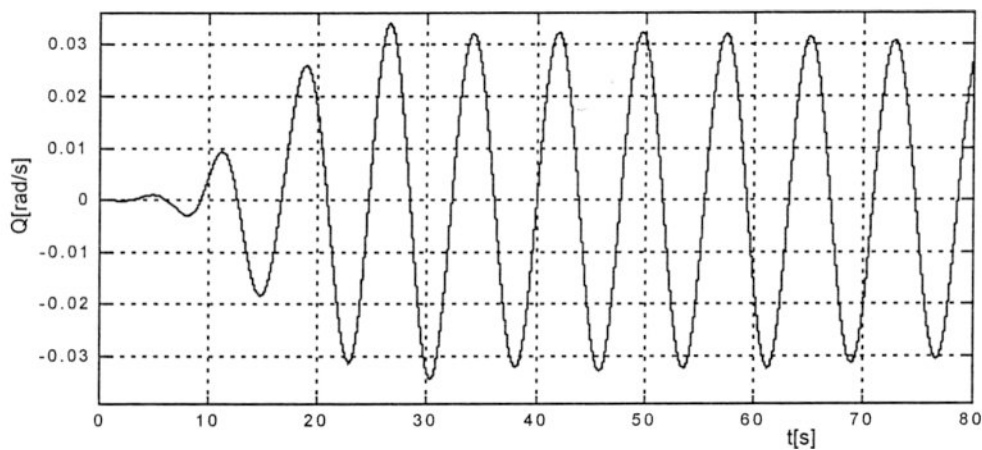
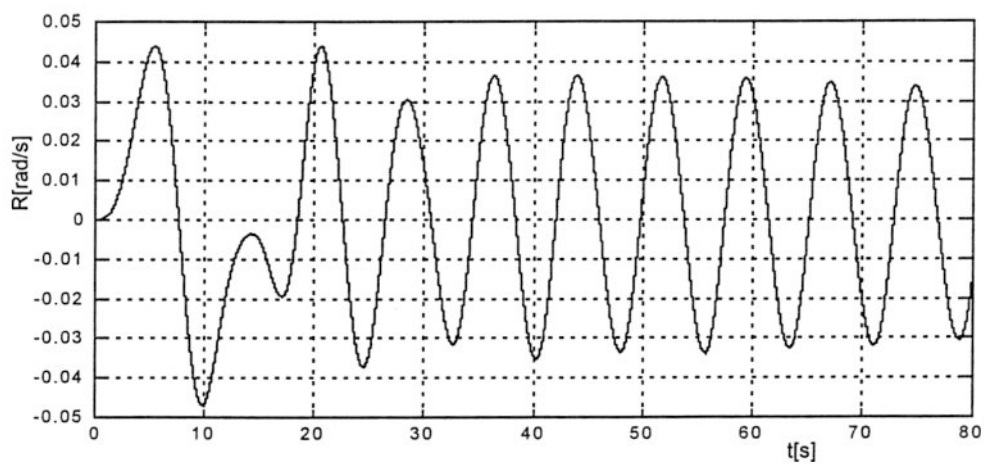
Rysunek 8.60. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

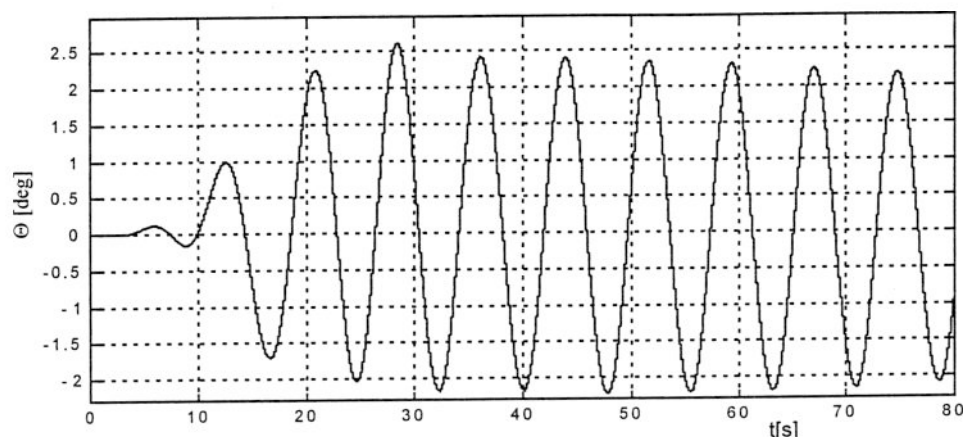
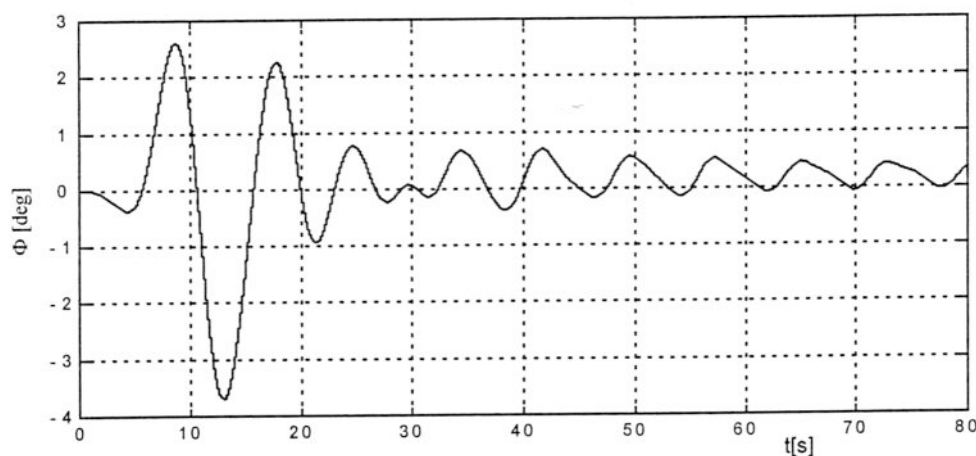


Rysunek 8.61. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.



Rysunek 8.62. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.63. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.64. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.65. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.66. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.67. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

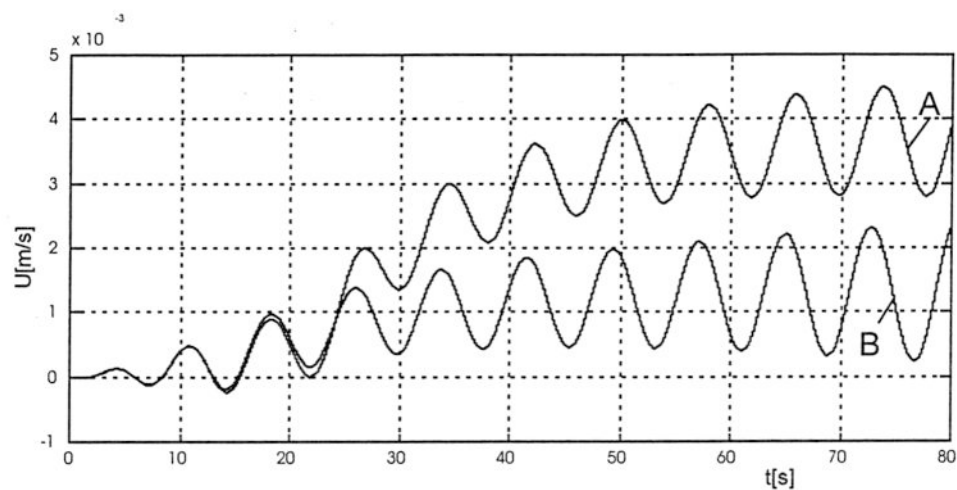
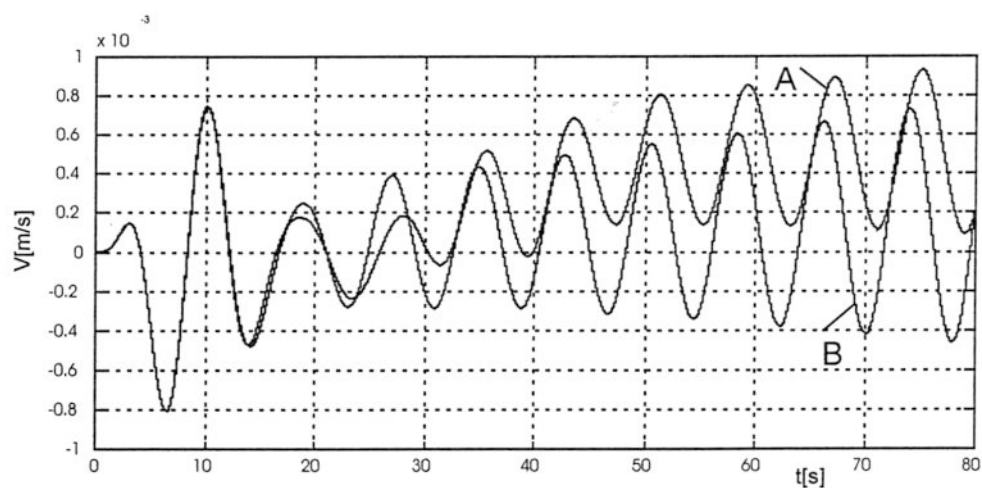
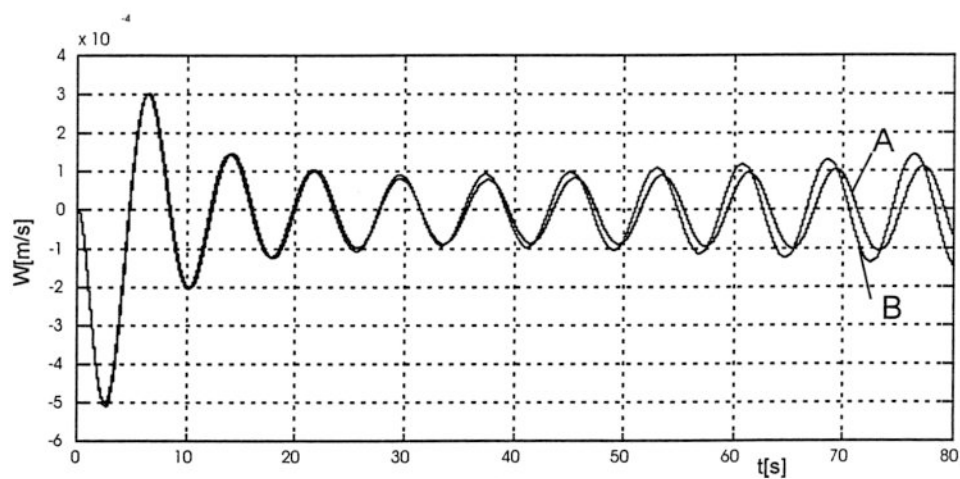
8.5. Poprawianie jakości regulacji.

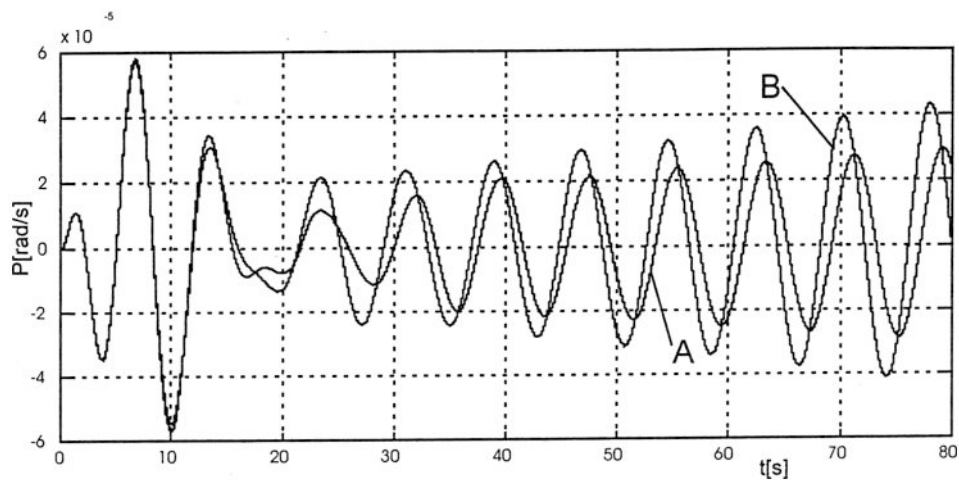
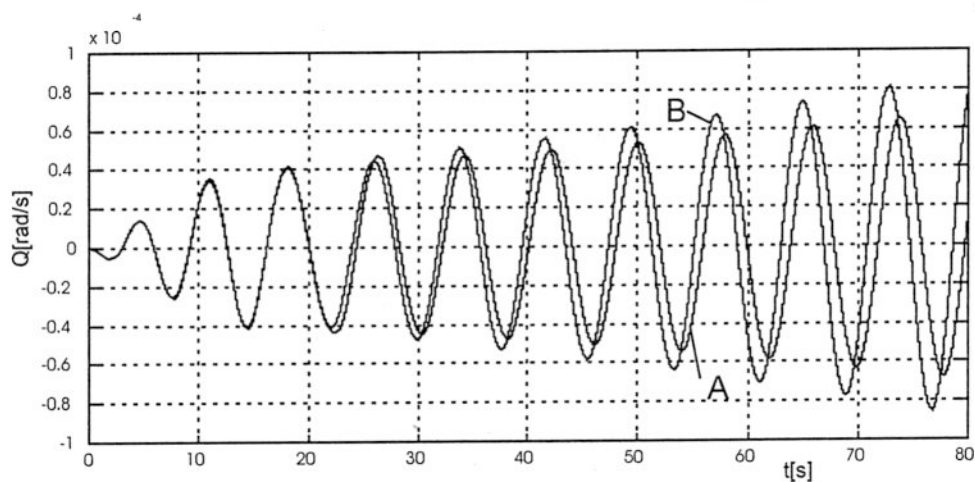
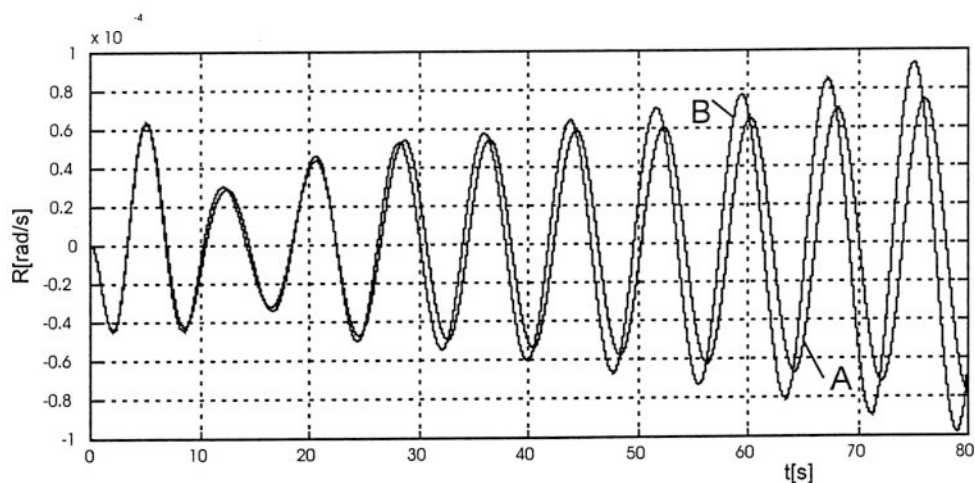
Przedstawiona koncepcja modelu regulatora rozmytego na obecnym etapie pracy ma charakter prototypowy. W prezentowanej pracy skupiono się głównie na zbadaniu samej możliwości zastosowania wnioskowania rozmytego do sterowania śmigłowcem. Zauważono jednak pewne tendencje, które pozwalają oczekiwać znacznej poprawy jakości regulacji w toku prac optymalizujących działanie tego regulatora. W dalszej części opracowania pokazane zostaną propozycje i spostrzeżenia charakteryzujące wpływ poszczególnych elementów regulatora rozmytego na zachowanie się układu śmigłowiec – regulator rozmyty.

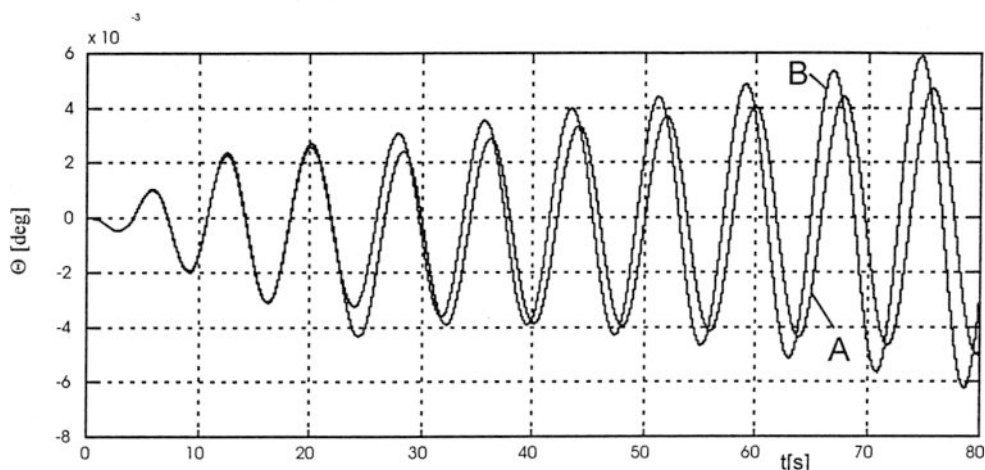
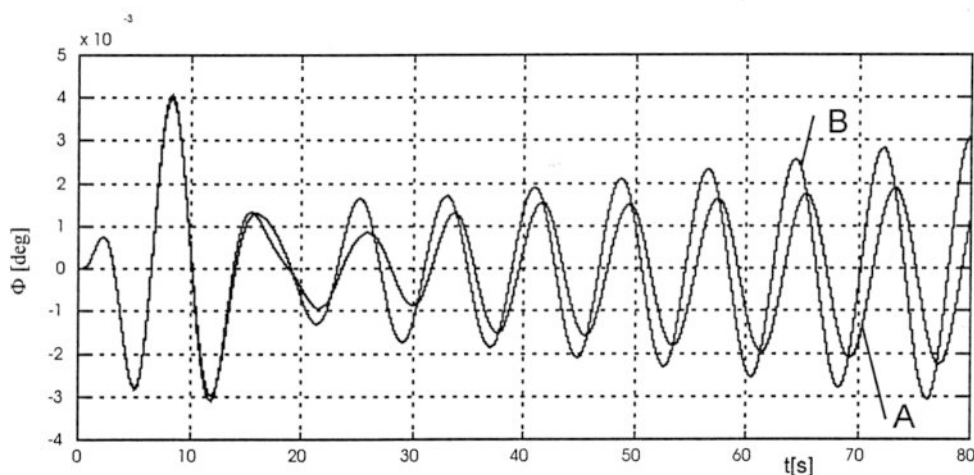
8.5.1. Zwiększenie liczby ocen parametrów lotu.

Początkowy etap prac symulacyjnych rozpoczęto od testowania regulatora rozmytego, w którym wprowadzono dla każdego parametru dwie oceny jakościowe (*ujemny normalnie* – mNO, *dodatni normalnie* – pNO). Dla tak skonfigurowanego regulatora rozmytego uzyskano jedynie częściowe tłumienie zakłócenia, natomiast nie uzyskano stabilizacji parametrów lotu. Parametry lotu zmieniały się w sposób periodyczny i amplituda wychyleń rosła w czasie. Powyższe doświadczenie zostało przedstawione w [48]. Wprowadzenie do układu dodatkowych dwóch ocen jakościowych (*ujemny wolno* – mWO, *dodatni wolno* – pWO) dla każdego parametru regulatora spowodowało stabilizację układu regulacji na określonym poziomie. Można zatem przyjąć tezę, że należy zwiększać liczbę ocen jakościowych parametrów wejściowych i sterujących do optymalnej ilości, aby poprawić wyniki regulacji regulatora rozmytego. Tezę tę potwierdza doświadczenie przedstawione poniżej. Wyniki doświadczenia zamieszczono na wykresach (rys. 8.68, 8.69, 8.70, 8.71, 8.72, 8.73, 8.74, 8.75).

Przetestowano dwa układy regulacji śmigłowca – regulator rozmyty w zawisie. W jednym układzie konfiguracja regulatora rozmytego była z czterema ocenami jakościowymi każdego parametru (*ujemny normalnie* – mNO, *ujemny wolno* – mWO, *dodatni wolno* – pWO, *dodatni normalnie* – pNO), natomiast w drugim z sześcioma ocenami jakościowymi każdego parametru (*ujemny normalnie* – mNO, *ujemny wolno* – mWO, *ujemny bardzo wolno* – mBW, *dodatni bardzo wolno* – pBW, *dodatni wolno* – pWO, *dodatni normalnie* – pNO). Dla obu przypadków nie zastosowano reguł korygujących. Na wykresach charakterystyki układu regulacji opartego o cztery oceny jakościowe oznaczono literą „A”, natomiast układu regulacji opartego o sześć ocen jakościowych oznaczono literą „B”. Na wykresach (rys. 8.68, 8.69) zaobserwowano wyraźną poprawę dokładności regulacji parametrów prędkości liniowej U i V dla układu oznaczonego jako „B”. Parametry układów regulacji oznaczonego jako „B” ustabilizowały się znacznie bliżej wartości zadanej niż parametry prędkości liniowej U i V układów regulacji oznaczonego literą „A”. Takie zachowanie układów regulacji świadczy o skuteczności dodatkowych ocen jakościowych. Na wykresach (rys. 8.70, 8.71, 8.72, 8.73, 8.74, 8.75) zaobserwowano niewielkie pogorszenie jakości regulacji parametrów prędkości liniowej V oraz prędkości kątowych. Parametry te oscylują, w czasie jednak stabilizują się i doregulowują układy do wartości zadanej. Na wykresach obserwuje się nieco większą amplitudę oscylacji charakterystyk oznaczonych literą „B”. Wzajemne sprzężenia sił działających na śmigłowca sprawiają, że ruchy poszczególnych sterownic zakłócają się wzajemnie. Oznacza to, że uzyskanie poprawy stabilizacji jednego parametru może powodować zwiększenie zaburzenia pozostałych parametrów. Ze względu na nieliniowy charakter zachowania się śmigłowca może zaistnieć nawet sytuacja, w której niewielka korekta jednego parametru w celu jego stabilizacji wywoła nieproporcjonalnie większe zaburzenie innego parametru lotu. Można zatem oczekiwać, że wymogi względem dokładności regulacji poszczególnych parametrów lotu powinny zostać zoptymalizowane globalnie względem oceny jakości sterowania łącznie wszystkich parametrów lotu.

Rysunek 8.68. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.69. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.70. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.71. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.72. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.73. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.74. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.75. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

8.5.2. Reguły korygujące.

Analizując działanie układów regulacji śmigłowiec – regulator rozmyty w zawisie, gdzie regulator rozmyty nie posiadał reguł korygujących stwierdzono, że układ regulacji może w stanie stabilnym nie reagować na uchyb regulacji prędkości liniowej. Sytuacja taka może zaistnieć, gdy prędkość liniowa jest „jakościowo większa” od prędkości kątowej. Istotność zjawiska narasta wraz ze zwiększaniem ilości ocen jakościowych parametrów lotu. Aby uzupełnić reakcje regulatora rozmytego w wyżej opisanej sytuacji muszą zostać wprowadzone do lokalnych modeli rozmytych FIS2 i FIS3 reguły korygujące opisujące ten stan. Wagi reguł korygujących powinny być odpowiednio mniejsze od wag reguł głównych. Przykład reguł korygujących dla modelu z czterema ocenami jakości parametrów został pokazany w podrozdziale 8.3. (reguły (8.4), (8.6)). W przypadku gdy regulator rozmyty posiada więcej ocen jakości parametrów niż cztery, wskazane jest, aby reguły korygujące opisywały wszystkie relacje, w których prędkość liniowa jest „jakościowo większa” od prędkości kątowej. Wagi reguł korygujących dla regulatora opartego o cztery oceny jakościowe każdego parametru ustalono na 0.5. Z obserwacji autora wynika, że różnice

wagowe pomiędzy poszczególnymi regułami korygującymi powinny być proporcjonalne do odległości pomiędzy wartościami ocen jakościowych występujących w danej regule.

Można zatem oczekiwać, że razem z wprowadzeniem większej liczby ocen jakościowych parametrów zostaną wprowadzone dodatkowe, bardziej precyzyjne reguły korygujące które pozwolą poprawić wyniki regulacji aż do optymalnych wartości.

8.5.3. Poprawienie dokładności ocen jakościowych.

W tej symulacji wykorzystano regulator rozmyty z czterema ocenami jakościowymi każdego parametru (*ujemny normalnie* – mNO, *ujemny wolno* – mWO, *dodatni wolno* – pWO, *dodatni normalnie* – pNO), z regułami korygującymi takimi, jak opisane w podrozdziale 8.3. (reguły (8.4), (8.6)). Przetestowano działanie układu śmigłowiec – regulator rozmyty w zawisie po wprowadzeniu korekt ocen jakościowych odpowiednich parametrów lotu śmigłowca. W pierwszym etapie wprowadzono korektę ocen jakościowych parametru W w lokalnym modelu rozmytym FIS1. Wartości wprowadzonej korekty przedstawiono w tabeli 8.4. W drugim etapie wprowadzono korektę ocen jakościowych parametru U w lokalnym modelu rozmytym FIS2. Wartości wprowadzonej korekty przedstawiono w tabeli 8.5.

Tabeli 8.4

Wartość sterująca [rad/s]	Wartość oceny jakościowej W [m/s]	
	Poprzednia	Nowa
(mWO), $\Theta_0' = -0.03$	0.191	0.135
(pWO), $\Theta_0' = 0.03$	-0.191	-0.135
(mNO), $\Theta_0' = -0.05$	0.318	0.260
(pNO), $\Theta_0' = 0.05$	-0.318	-0.260

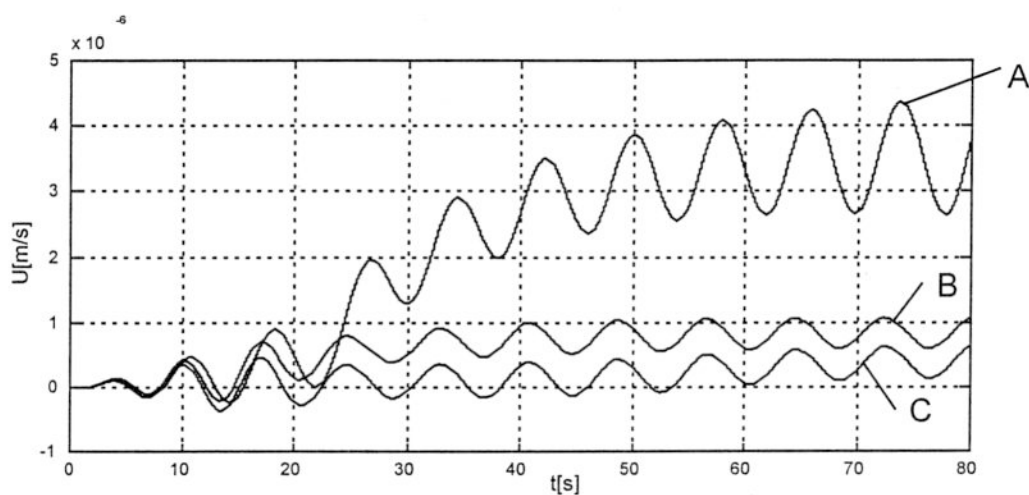
Tabeli 8.5

Wartość sterująca [rad/s]	Wartość oceny jakościowej U [m/s]	
	Poprzednia	Nowa
(mWO), $\Theta_1' = -0.1$	0.145	0.050
(pWO), $\Theta_1' = 0.1$	-0.145	-0.050
(mNO), $\Theta_1' = -0.14$	0.203	0.110
(pNO), $\Theta_1' = 0.14$	-0.203	-0.110

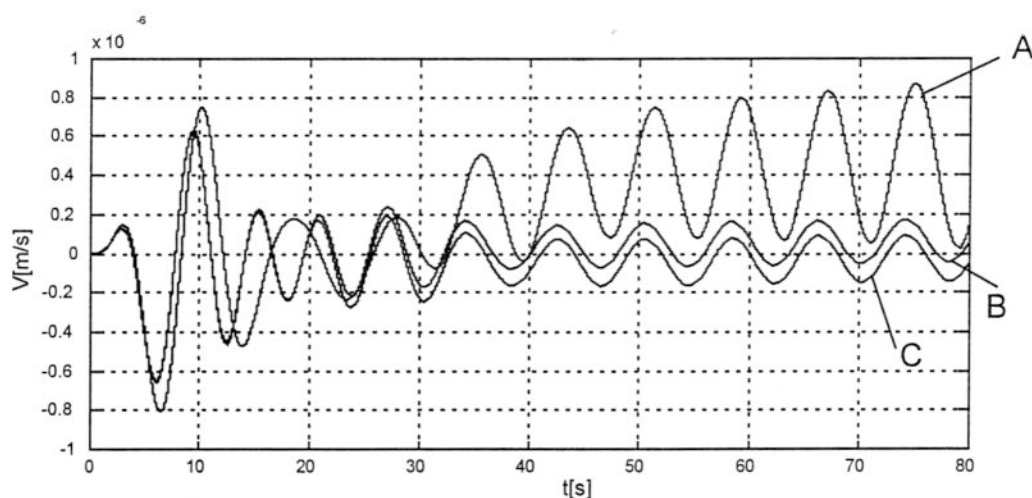
Wyniki doświadczenia zamieszczono na wykresach (rys. 8.76, 8.77, 8.78, 8.79, 8.80, 8.81, 8.82, 8.83). Charakterystyki parametrów lotu bez korekty ocen jakościowych opisano literą „A”. Charakterystyki parametrów lotu po pierwszej korekcie ocen jakościowych w lokalnym modelu rozmytym FIS1 opisano literą „B”. Charakterystyki parametrów lotu po drugiej korekcie ocen jakościowych w lokalnym modelu rozmytym FIS2 opisano literą „C”.

Zdecydowaną poprawę wyników regulacji wszystkich parametrów lotu śmigłowca można zaobserwować po pierwszej korekcie ocen jakościowych parametru W w lokalnym modelu rozmytym FIS1. Po wprowadzeniu drugiej korekty ocen jakościowych parametru U w lokalnym modelu rozmytym FIS2 można zaobserwować widoczną poprawę wyników

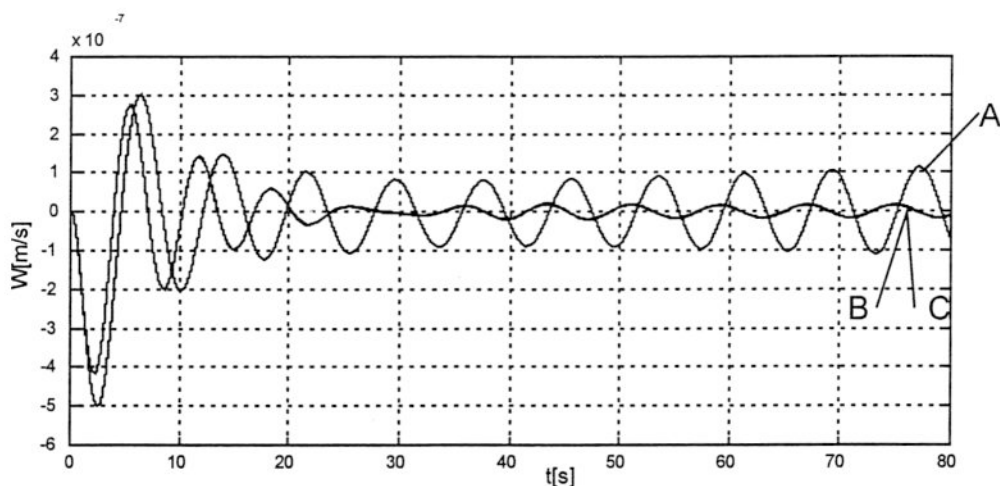
regulacji składowych prędkości liniowej U i V . Składowe prędkości liniowych U i V stabilizują się w dużej bliskości wartości zadanej. Należy zwrócić uwagę, że parametry te były najgorzej regulowane we wszystkich wcześniejszych doświadczeniach.



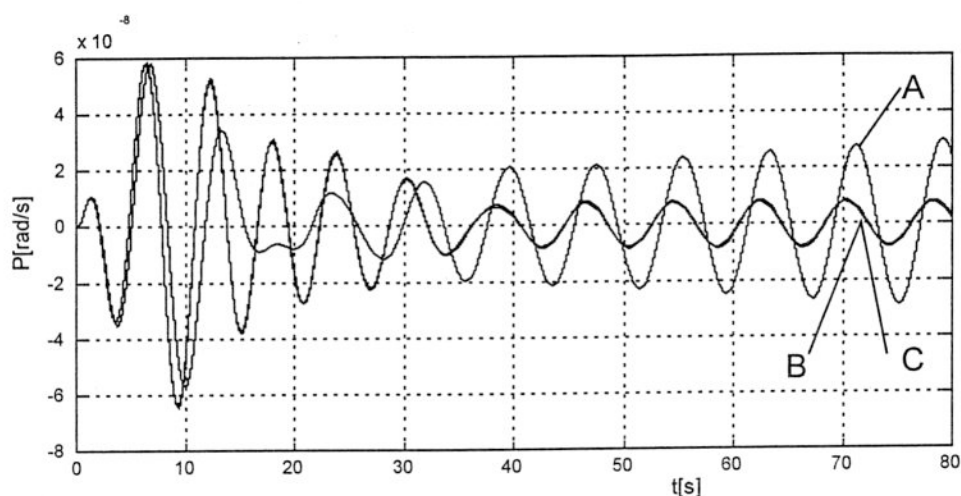
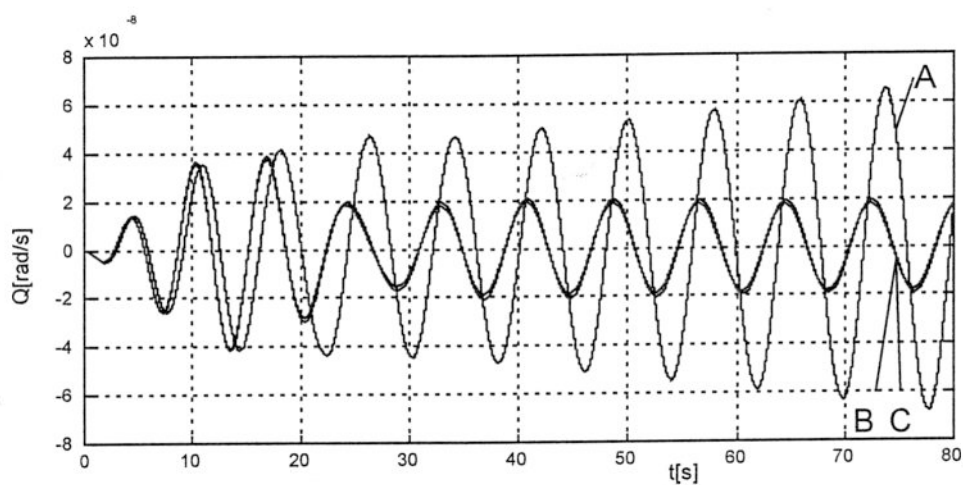
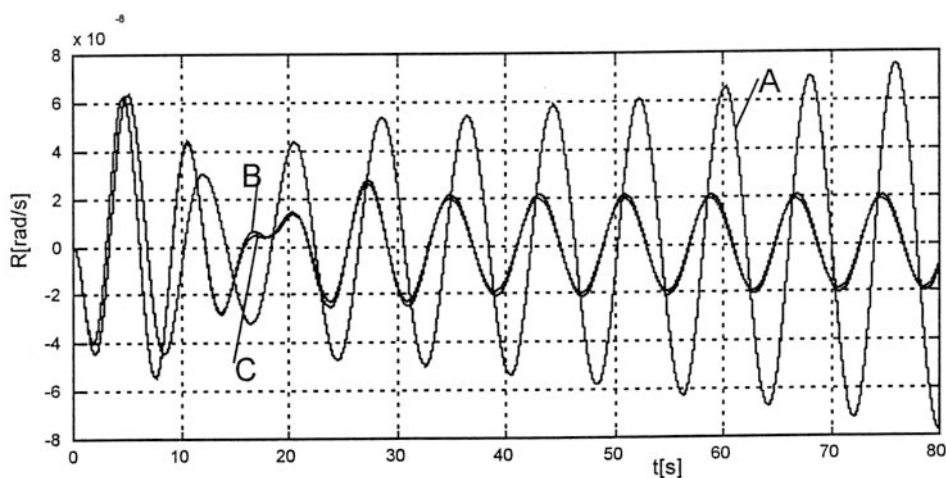
Rysunek 8.76. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

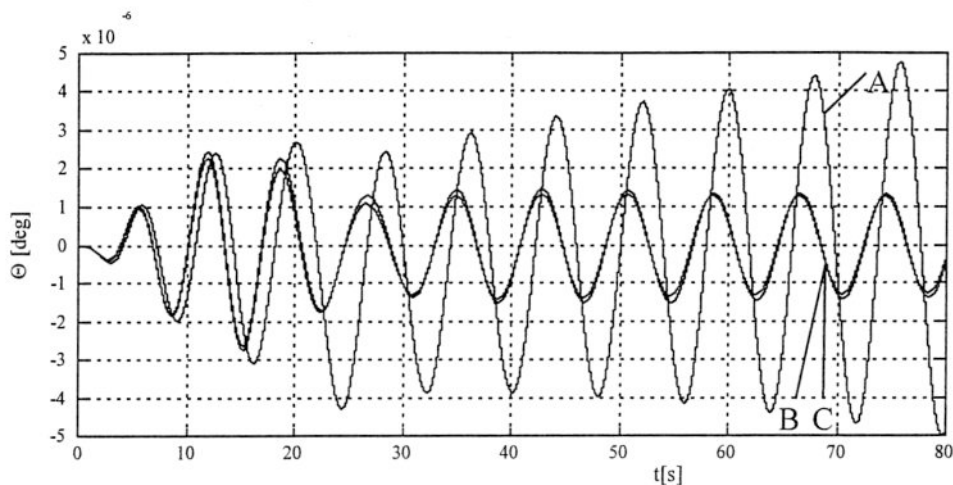
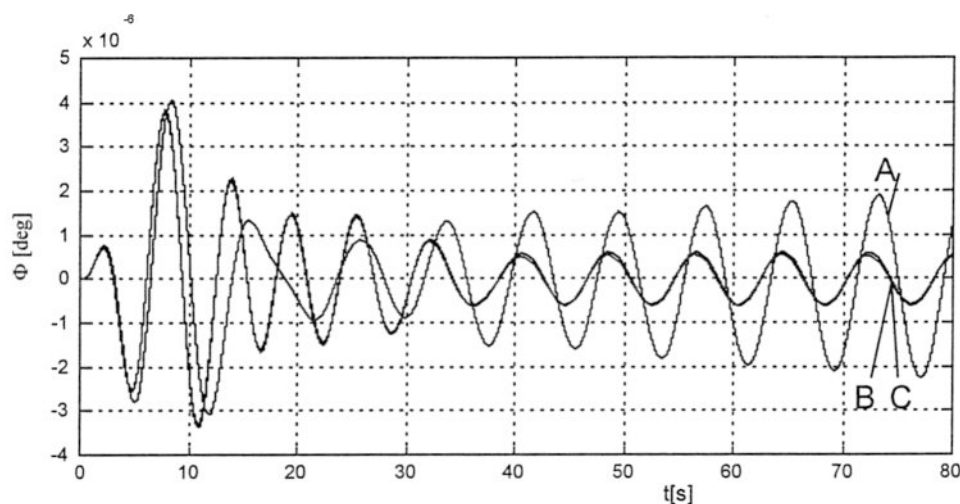


Rysunek 8.77. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.



Rysunek 8.78. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

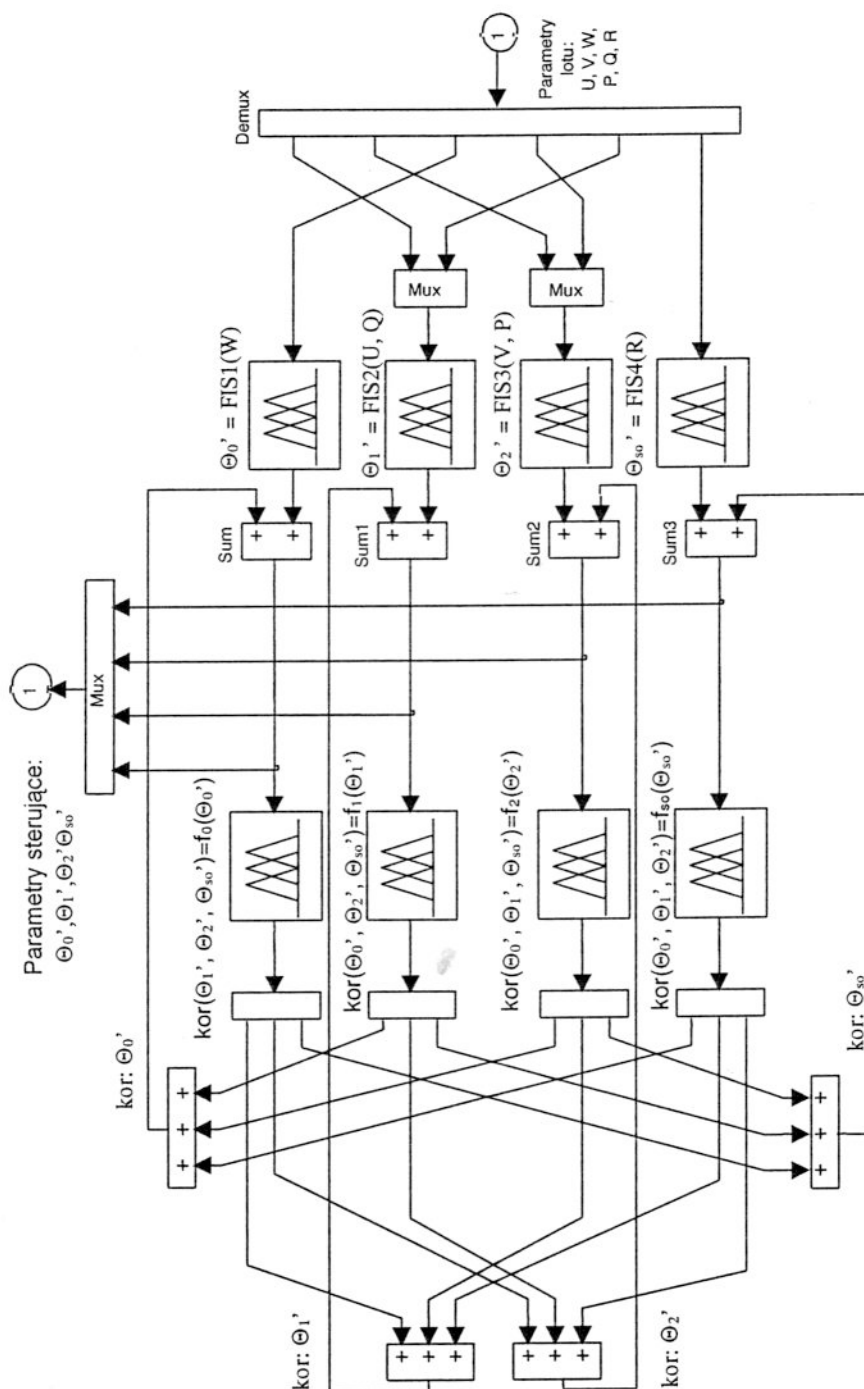
Rysunek 8.79. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.80. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.81. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.82. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.83. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

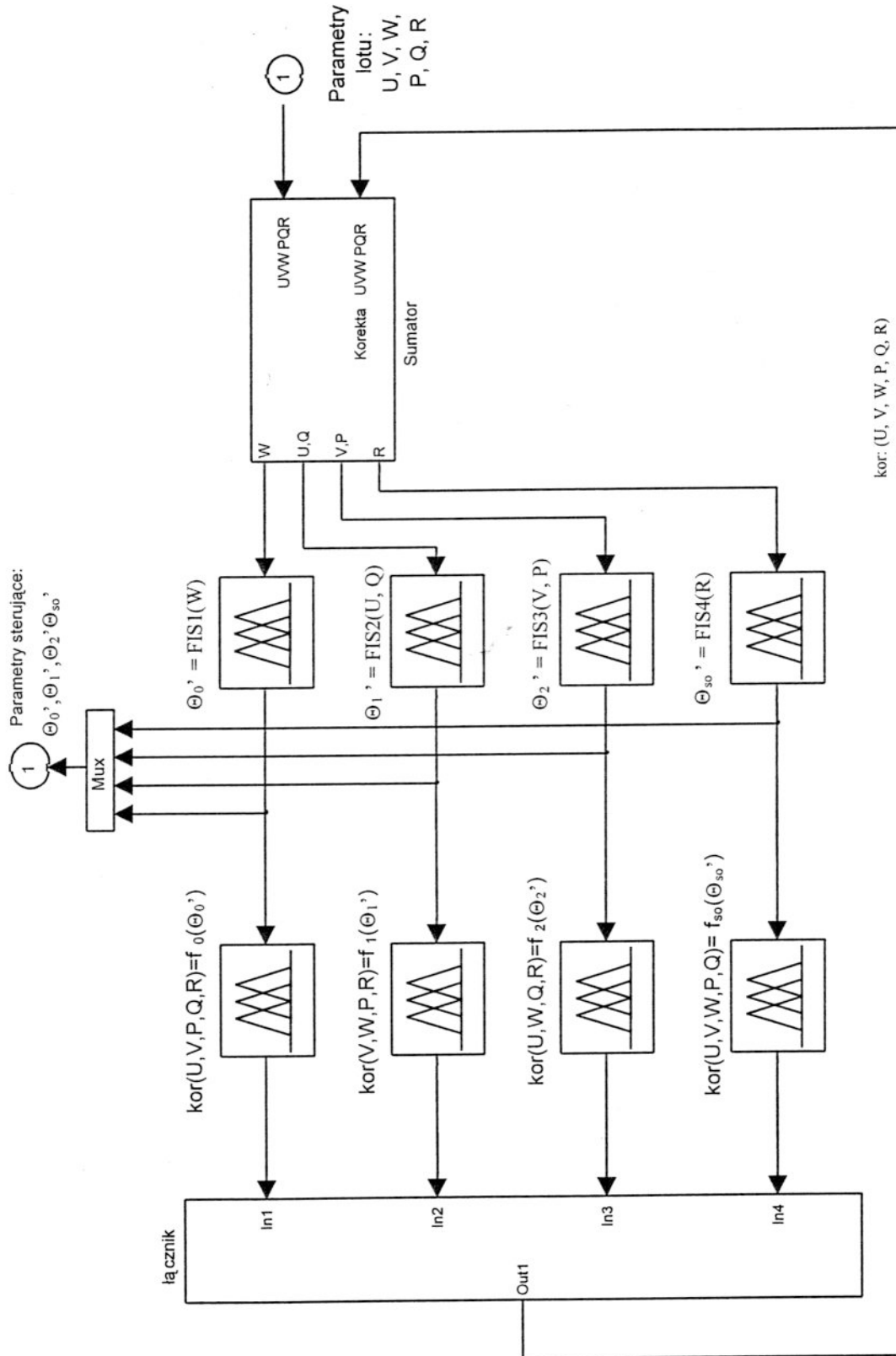
8.5.4. Dodatkowe lokalne modele rozmyte uwzględniające sprzężenia sterownic.

Zgodnie z tym, co zostało podane w poprzednich rozdziałach można zaobserwować zjawisko sprzężeń pomiędzy siłami działającymi na śmigłowiec. Działanie jednego dowolnego steru wywołuje zmianę wszystkich parametrów lotu śmigłowca. Aby uwzględnić to zjawisko, autor proponuje wprowadzenie dodatkowych lokalnych modeli rozmytych uwzględniających sprzężenia sterownic. Schematy ideowe koncepcji aplikacji zamieszczono na schemacie (rys. 8.84). Jak widać na schemacie dodatkowe lokalne modele korygujące są połączone w układzie w sprzężeniu zwrotnym. Takie rozwiązanie daje możliwość ciągłej korekty wszystkich parametrów sterowych w zależności od wyliczenia działania jednego steru i wynikających z jego działania sprzężeń sił i momentów działających na śmigłowiec. Ze względu na łatwość dokonania ocen jakościowych parametrów korygujących, koncepcje regulatora rozmytego przedstawioną na schemacie (rys. 8.84) zastąpiono układem równoważnym z punktu widzenia funkcjonalnego, przedstawionym na schemacie (rys. 8.85, 8.86). Dobór parametrów i strojenie lokalnych modeli korygujących może stanowić oddzielny projekt badawczy. W celu oceny proponowanej koncepcji przetestowano układ regulatora rozmytego o strukturze przedstawionej na schemacie (rys. 8.85, 8.86). Oceny jakościowe

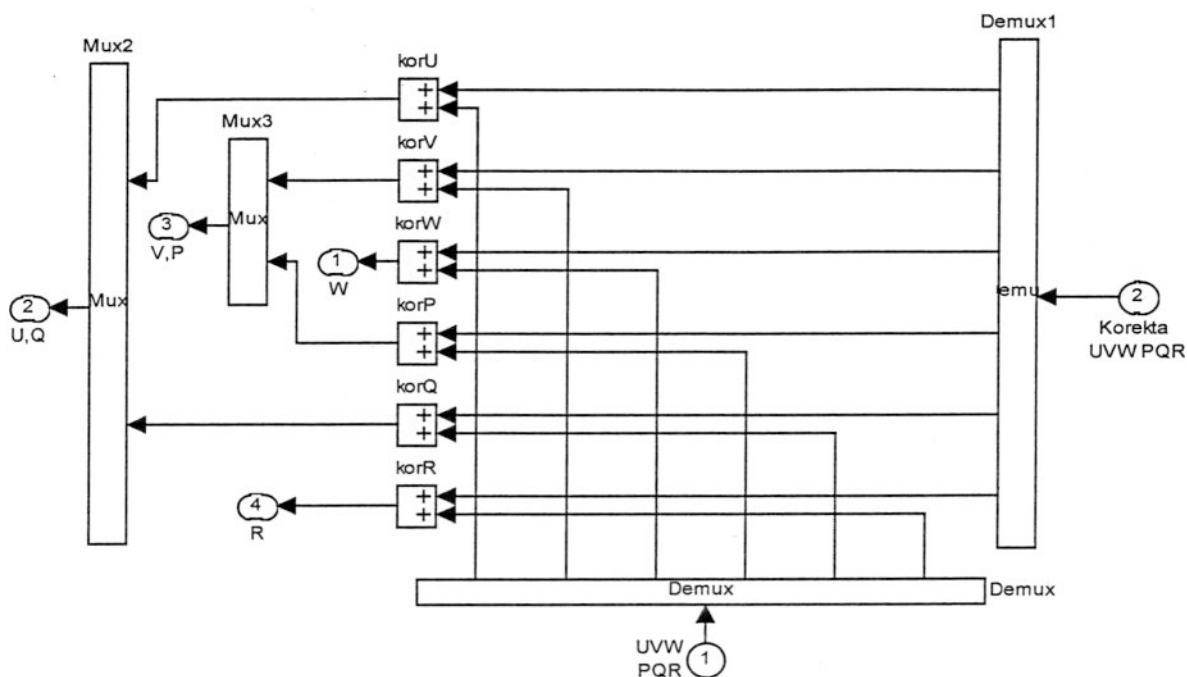
parametrów korygujących dokonano na podstawie tabeli 8.3. w podrozdziale 8.3. Przykłady funkcji przynależności parametrów korygujących przedstawiono w dodatku A. Reguły (8.8) korygujących lokalnych modeli rozmytych przedstawiono na przykładzie lokalnego modelu $f_0(\Theta_0')$.



Rysunek 8.84. Schemat regulatora rozmytego z lokalnymi modelami korygującymi sprzężenia sił i momentów działających na śmigłowcu.



Rysunek 8.85. Schemat zmodyfikowanego regulatora rozmytego z lokalnymi modelami korygującymi sprzężenia sił i momentów działających na śmigłowiec.



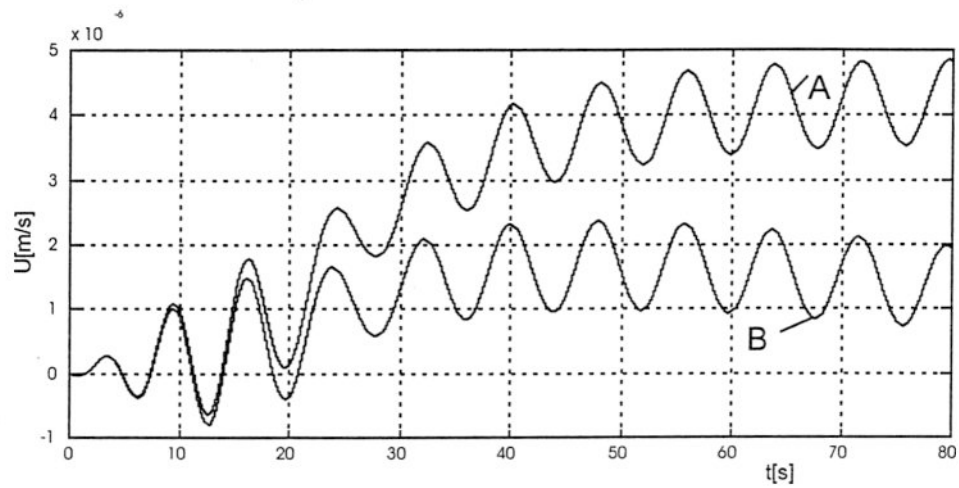
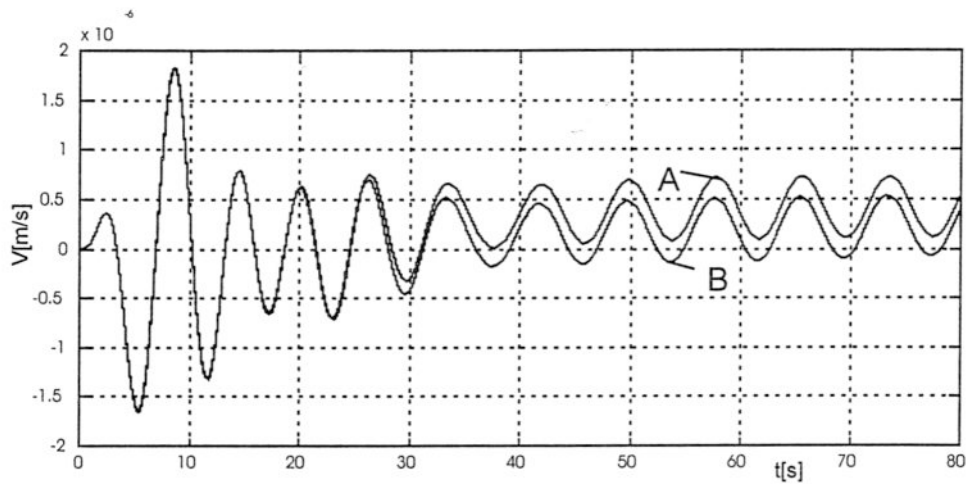
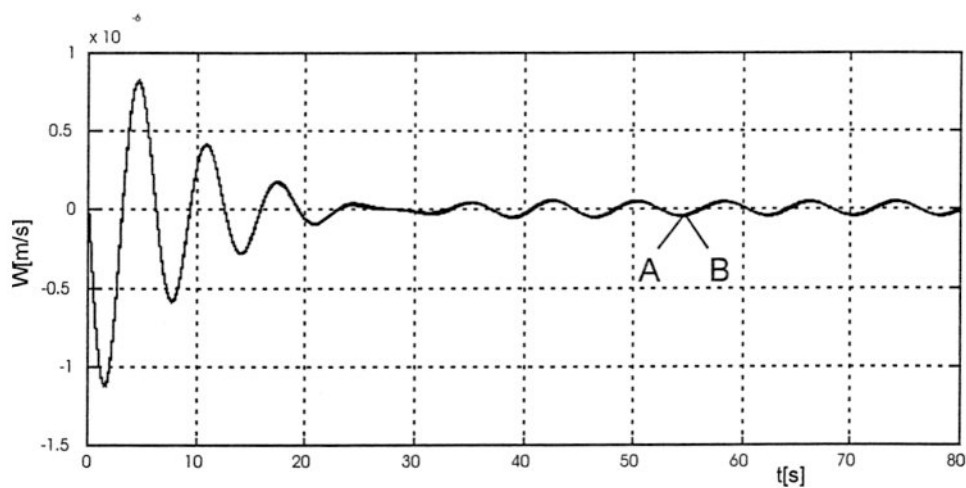
Rysunek 8.86. Struktura bloku sumatora zmodyfikowanego regulatora rozmytego z lokalnymi modelami korygującymi.

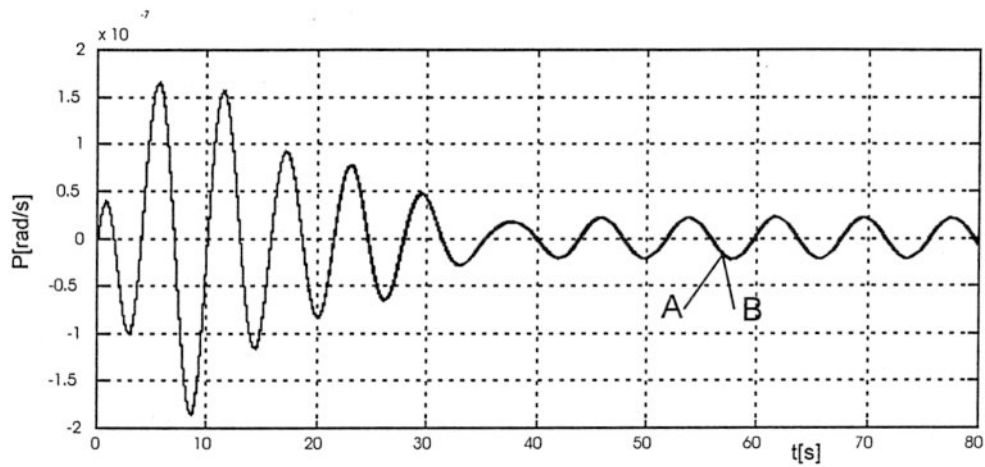
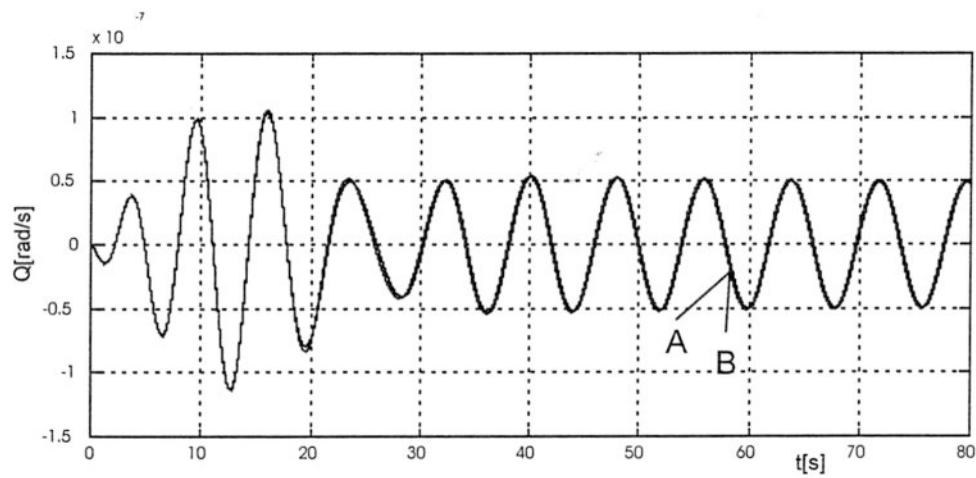
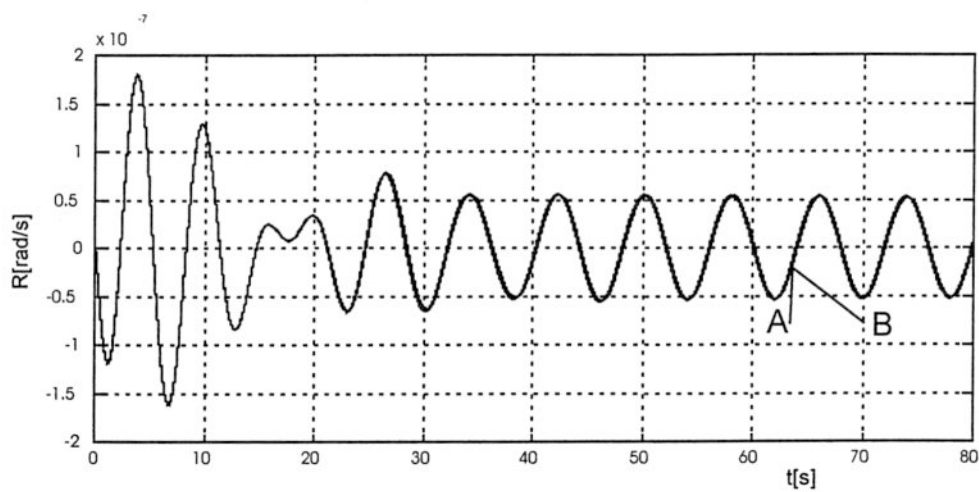
Reguły lokalnego modelu rozmytego $f_0(\Theta_0')$.

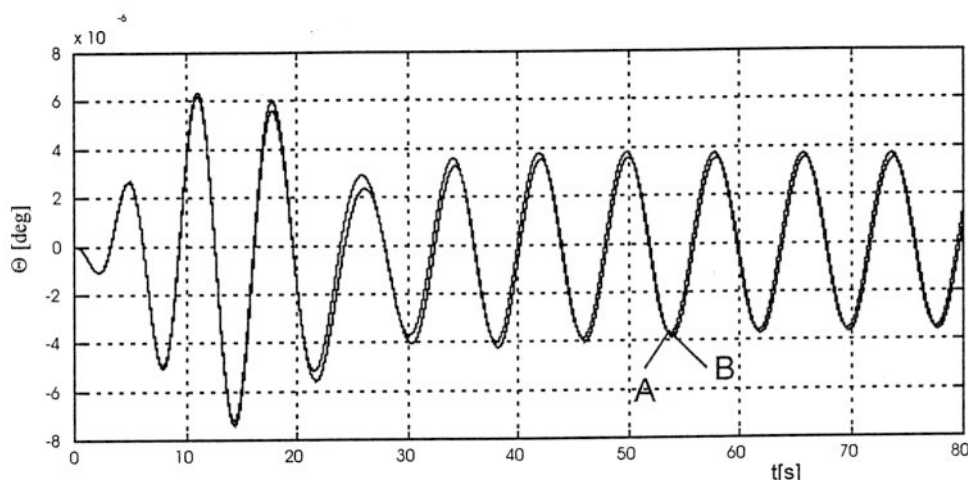
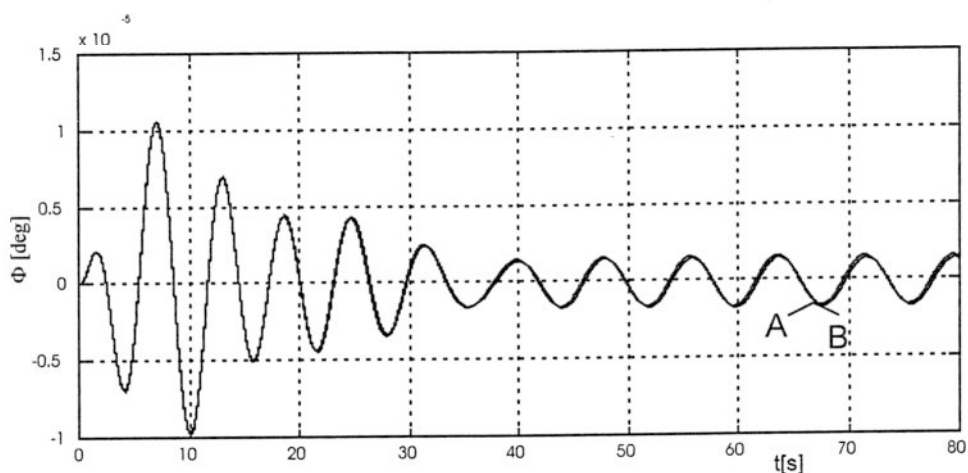
1. $(\Theta_0' = mNO) \Rightarrow (U = pNO)(V = mNO)(P = mNO)(Q = pNO)(R = pNO)$ (1) (8.8)
2. $(\Theta_0' = mWO) \Rightarrow (U = pWO)(V = mWO)(P = mWO)(Q = pWO)(R = pWO)$ (1)
3. $(\Theta_0' = mBW) \Rightarrow (U = pBW)(V = mBW)(P = mBW)(Q = pBW)(R = pBW)$ (1)
4. $(\Theta_0' = pmBW) \Rightarrow (U = mBW)(V = pBW)(P = pBW)(Q = mBW)(R = mBW)$ (1)
5. $(\Theta_0' = pmWO) \Rightarrow (U = mWO)(V = pWO)(P = pWO)(Q = mWO)(R = mWO)$ (1)
6. $(\Theta_0' = pmNO) \Rightarrow (U = mNO)(V = pNO)(P = pNO)(Q = mNO)(R = mNO)$ (1)

Wyniki doświadczenia zostały przedstawione na wykresach (rys. 8.87, 8.88, 8.89, 8.90, 8.91, 8.92, 8.93, 8.94). Pierwszą symulację, której charakterystyki parametrów lotu na wykresach opisano literą „A”, wykonano wykorzystując regulator rozmyty zgodny ze schematem (rys 8.1). Drugą symulację, której charakterystyki parametrów lotu na wykresach opisano literą „B”, wykonano wykorzystując regulator rozmyty zgodny ze schematem (rys. 8.85, 8.86). W obu symulacjach lokalne modele rozmyte FIS1, FIS2, FIS3, FIS4 posiadały cztery oceny jakościowe każdego parametru (*ujemny normalnie* – mNO, *ujemny wolno* – mWO, *dodatni wolno* – pWO, *dodatni normalnie* – pNO) oraz reguły korygujące (8.4), (8.6) opisane w podrozdziale 8.3. W drugiej symulacji, wykonanej w oparciu o strukturę regulatora rozmytego, przedstawionej na schemacie (rys 8.85, 8.86), korygujące lokalne modele rozmyte f_0, f_1, f_2, f_{so} posiadały sześć ocen jakościowych każdego parametru (*ujemny normalnie* – mNO, *ujemny wolno* – mWO, *ujemny bardzo wolno* – mBW, *dodatni bardzo wolno* – pBW, *dodatni wolno* – pWO, *dodatni normalnie* – pNO).

Zdecydowaną poprawę wyników regulacji można zaobserwować dla parametrów lotu śmigłowca, składowych prędkości liniowych U i V. Należy zwrócić uwagę, że po wprowadzeniu lokalnych modeli korygujących stabilizacja parametru składowej prędkości liniowej U dąży do wartości zadanej.

Rysunek 8.87. Wykres zmiany prędkości liniowej $U(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.88. Wykres zmiany prędkości liniowej $V(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.89. Wykres zmiany prędkości liniowej $W(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.90. Wykres zmiany prędkości kątowej $P(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.91. Wykres zmiany prędkości kątowej $Q(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.92. Wykres zmiany prędkości kątowej $R(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

Rysunek 8.93. Wykres zmiany kąta $\Theta(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.Rysunek 8.94. Wykres zmiany kąta $\Phi(t)$ w funkcji czasu dla śmigłowca w zawisie.

8.5.5. Inne uwagi dotyczące strojenia i konfiguracji regulatora rozmytego.

Podczas budowy rozmytych modeli sterujących dokonano doboru parametrów stosując standardowe, najczęściej stosowane operatory logiczne i techniki rozmywania, inferencji, defuzyfikacji. Można przypuszczać, że zmiana konfiguracji powyższych parametrów na inne nie wpłynie w znaczny sposób na poprawę jakości regulacji układu. Jednak istnieje możliwość, że analiza powyższego problemu może wykazać korzyści z zastosowania innej konfiguracji parametrów regulatora rozmytego, niż zastosowane przez autora.

Określony punkt odniesienia czasowego (0.5 sekundy) w celu dokonania ocen jakościowych parametrów lotu śmigłowca został oszacowany heurystycznie i przyjęty do wszystkich testów. Można przypuszczać, że istnieje możliwość wyznaczenia optymalnych wartości czasu wzorcowego i może się okazać, że wartości te są różne dla każdego parametru lotu śmigłowca. Ciekawym zagadnieniem do analizy, będącym pomocnym wskaźnikiem do optymalnego wyznaczenia czasu wzorcowego, mogłyby być funkcje $\Theta' = f(v, t)$, gdzie Θ' – prędkość ruchu jednej ze sterownic, v – wartość przyrostu parametru lotu po czasie t wywołana ruchem sterownicy z prędkością Θ' . Analiza takich funkcji pozwoliłaby

wyznaczyć punkty charakterystyczne tych funkcji i optymalnie określić wartości ocen jakościowych parametrów lotu.

9. Podsumowanie, wnioski końcowe.

Podjęta problematyka jest zagadnieniem ciekawym i nowym. Celem rozprawy doktorskiej było wykazanie, że możliwe jest zastąpienie klasycznego układu regulacji – autopilota jednowirnikowego śmigłowca regulatorem rozmytym. Aby to wykazać zbudowano model symulacyjny śmigłowca, opracowano odpowiedni algorytm wnioskowania rozmytego i pokazano na podstawie doświadczeń symulacyjnych działanie regulatora rozmytego, sterującego śmigłowcem w zawisie dla wybranych zaburzeń lotu.

Podjęcie tematu dotyczącego analizy dynamiki lotu śmigłowca wymagało od autora zapoznania się z dziedziną lotniczą, a w szczególności z teorią dynamiki lotu śmigłowca oraz zasadami jego pilotażu. W celu dokonania wyboru odpowiedniego modelu matematycznego śmigłowca do badań symulacyjnych, autor przeprowadził szeroką analizę literaturową oraz skorzystał z konsultacji w Instytucie Techniki Lotniczej Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie oraz w zakładzie PZL Świdnik.

Modelowanie dynamiki przestrzennego ruchu śmigłowca jest zagadnieniem bardzo nieliniowym i złożonym, o dużej liczbie stopni swobody, trudnym do analizy teoretycznej. Przedstawione w pracy doktorskiej opracowania literaturowe dotyczące dynamiki lotu śmigłowca potwierdzają zaobserwowane na modelu symulacyjnym, nieliniowe, niestacjonarne, niestateczne zachowanie się śmigłowca. Analizy literaturowe oraz doświadczenia symulacyjne potwierdziły cechy regulacji śmigłowca, które skłoniły autora pracy doktorskiej do próby sterowania śmigłowca regulatorem rozmytym.

W pracy doktorskiej skupiono się na opracowaniu rozmytego modelu wnioskowania regulatora śmigłowca. Opracowanie takiego modelu wnioskowania rozmytego wymagało przeprowadzenia szeregu doświadczeń symulacyjnych, których wynikiem jest przedstawiony w pracy doktorskiej model regulatora rozmytego.

Działanie regulatora rozmytego wykazano na podstawie symulacji zachowania się śmigłowca w zawisie. Symulacje wykonano dla śmigłowca w locie ustalonym oraz w odpowiedzi na zaburzenia stanu ustalonego. Jako zaburzenia zdefiniowano podmuch wiatru oraz impuls ruchu wybranym organem sterowym. We wszystkich przeprowadzonych doświadczeniach zachowanie się śmigłowca z regulatorem rozmytym było stabilne.

Skuteczne działanie wnioskowania rozmytego w układzie śmigłowiec – regulator rozmyty potwierdza tezę, że możliwe jest zastąpienie klasycznego układu regulacji – autopilota jednowirnikowego śmigłowca regulatorem rozmytym.

Stosowanie regulatora rozmytego do sterowania śmigłowca może przynieść korzyści związane z tego typu regulatorami. Regulatory zbudowane na mikroprocesorach rozmytych cechują się dużą szybkością działania i stosunkowo małą komplikowaną strukturą. Klasyczne metody sterowania śmigłowcem, wykorzystujące prawa sterowania autopilota, cechują się dużą złożonością obliczeniową. Cechę tę potwierdzają autorzy opracowań [39], [40] podkreślając, że złożoność ta obecnie wyklucza możliwość prowadzenia obliczeń w czasie rzeczywistym. Ponadto w praktyce okazuje się, że czasami układy sterowania oparte na wnioskowaniu rozmytym dają dużo lepsze rezultaty od metod, które w analizach teoretycznych wydają się być dokładnymi. Założenia i opracowania teoretyczne na ogół są obarczone błędem związanym z przybliżeniem modelu rzeczywistości. Precyzyjne odwzorowanie rzeczywistości jest przeważnie niemożliwe. W opracowaniu [59] pokazano różnice, jakie wystąpiły pomiędzy parametrami tego samego śmigłowca wyznaczonymi teoretycznie i doświadczalnie. Sterowanie rozmyte z założenia jest przybliżone i w praktyce często oznacza to, że niedokładność wstępnego odwzorowania cech modelu rzeczywistego nie ma dużego wpływu na jakość sterowania.

Metody regulacji rozmytej mogą stanowić alternatywną drogę rozwiązywania poruszonego problemu. Istnieje jednak możliwość wspólnego stosowania obu technik – klasycznej i logiki rozmytej. Wnioskowanie rozmyte może być traktowane jako wspomagające sterowanie, wykorzystujące prawa sterowania autopilota. Przykład możliwości takiego połączenia został pokazany na rozmytym modelu Sugano-Takagi w podrozdziale 6.4. Taka forma połączenia wnioskowania rozmytego z klasycznym autopilotem, wydaje się być użyteczna ponieważ w rzeczywistym śmigłowcu parametry autopilota określa się na podstawie wybranych stanów lotu, a nie w oparciu o cały przedział możliwych zmienności.

Tematem otwartym, wymagającym dalszych badań regulatora rozmytego, jest jego strojenie. Przedstawiony model sterowania rozmytego śmigłowca oraz sposób jego strojenia został wykonany przy stosunkowo małej i nieprecyzyjnej wiedzy eksperta. Skorzystanie z szerszej wiedzy eksperta pozwoli poprawić działanie regulatora i może dać nowe spojrzenie na niektóre zjawiska zachodzące w procesie regulacji. Jednak zaletą przedstawianego modelu regulatora jest fakt, że nawet przy tak ograniczonej wiedzy eksperta i uproszczeniu modelu regulatora udało się uzyskać stabilnie działający układ regulacji.

Możliwość poprawy jakości regulacji regulatora rozmytego przez dostrojenie go i rozbudowę jego struktury wykazano w podrozdziale 8.5.

Istnieje możliwość prowadzenia dalszych badań symulacyjnych poszerzających wiedzę o możliwości zastosowania prezentowanego regulatora rozmytego do sterowania śmigłowca. Można kontynuować badania testując zachowanie się układu regulacji rozmytej w innych stanach lotu śmigłowca niż zawis. Interesującym zagadnieniem może być zbadanie wpływu na układ regulacji zmiany parametrów śmigłowca. Śmigłowiec w czasie lotu zmienia swoje parametry wraz ze zmianą otoczenia (np. bliskość powierzchni ziemi, zmiana parametrów powietrza atmosferycznego) lub na skutek wykonywanej pracy (np. zmiana masy).

Na podstawie dotychczasowych doświadczeń można ocenić, że w tej dziedzinie jest jeszcze duże pole pozwalające prowadzić dalsze badania symulacyjne. Ponadto badania sterowania śmigłowca za pomocą regulatora rozmytego przyczyniają się do poszerzenia wiedzy na temat możliwości zastosowania wnioskowania rozmytego do złożonych obiektów regulacji.

10. Literatura.

- [1] Athans M. Falb P.L., *Sterowanie optymalne*, WNT Warszawa 1969.
- [2] Babuska R. Verburgen H.B., *A new identification method for linguistic fuzzy models*, Proc.Inter.Conf.FUZZY-IEEE/IFES'95, Yokohama, Japan 1995.
- [3] Babuska R. Verburgen H.B., *Fuzzy modeling – a control engineering perspective*, Proc.Inter.Conf.FUZZY-IEEE/IFES'95, Yokohama, Japan 1995.
- [4] Babuska R. Verburgen H.B., *Identification of composite linear models via fuzzy clustering*, Proc. 3 European Control Conference, Roma, Italy 1995.
- [5] Bekey G., Karplus W., *Obliczenia hybrydowe*, WNT Warszawa 1976.
- [6] Bellman R.E., Zadeh L.A., *Decision – making in fuzzy environment*, Man. Sc.17,N.4,1970.
- [7] Berend G., *-CP-ROT– First Results from Pressure Instrument (BO105 Hingelss Model Ratopr Test*, 19th European Rotor Forum, Italy, September 14-16, 1993.
- [8] Błoszczyński A.S., *Psychologia lotnicza*, 1977.
- [9] Bramwell A. R. S., *Helicopter Dynamics*, Edward Arnold Publishers Ltd., London, 1986.
- [10] Brand A., McMahon H., Komerath N., *Correlations of Rotor Wake/Airframe Interaction Measurement with Flow Visualization Data*, Journal of the American Helicopter Society, vol. 35/4, October 1990.
- [11] Cavalli D., Soultages D., *Discrete time modelization of human pilot behavior*. ONERA, No 52, May 1975.
- [12] Dale F., *Multivariable Flight Control for an Attack Helicopter*, IEEE Control Systems Magazine.
- [13] Drinkov D., Hellendoorn H., Reinfrank M., *Wprowadzenie do sterowania rozmytego*. WNT, Warszawa 1996 (An Introduction to Fuzzy Control, Springer-Verlag Berlin Heidelberg 1993).
- [14] Dubois D., Prede H., *Basic Issues on Fuzzy Logic*, Oxford, UK, 1987.
- [15] Dźygadło Z., Kowaleczko G., *Analiza wpływu autopilota na ruchy własne śmigłowca jednowirnikowego*, Mechanika w Lotnictwie, wyd. PTMTS, listopad 1992.
- [16] Есаулов С. Ю., Бахов О. П., Дмитриев И. С., *Вертолет как объект управления*, Moskwa 1977.
- [17] Egolf T. A., Sparks S.P., *A Full Potential Rotor Analysis With Wake Influence Using an Inner-Outer Domain Technique*, Journal of the American Helicopter Society, vol.32/3, July 1987.
- [18] Gaonkar G.H., Chunduru S., Subramanian S., *Effect of Dynamic Stall and Three-Dimensional Wake on Aeroelastic Stability of Isolated Hingeless Rotors with Experimental Correlation*, The American Helicopter Society 50th Annual Forum, Washington, May 11-13, 1994.
- [19] Gray R.B., *Vortex Modeling for Rotor Aerodynamics – The 1991 Alexander A. Nikolsky Lecture*, Journal of The American Helicopter Society, vol. 37/1, January 1992.
- [20] Grzegorzewski M., Rzesiowski D., *Sieci neuronowe i logika rozmyta w systemach ekspertowych*. Informatyka nr 6, 1994.
- [21] Grzegorzewski M., Rzesiowski D., *Sieci neuronowe i logika rozmyta w systemach eksperckich*, nr 6, Informatyka 1994.
- [22] Harris F., Tarzanin F., Fisher R., *Rotor High Speed Performance, Theory vs. Test*, Journal of The American Helicopter Society, vol. 15, nr 3, July 1970.

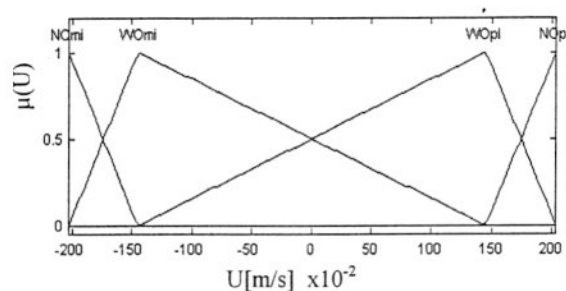
- [23] Hassan A., Charles B., *Simulation of Realistic Rotor Blade-Vortex Interactions Using a Finite-Difference Technique*, Journal of The American Helicopter Society, vol. 36/3, July 1991.
- [24] Hess R.A., Gao C., *A Generalized Algorithm for Inverse Simulation Applied to Helicopter Maneuvering Flight*, Journal of The American Helicopter Society, vol. 38/4, October 1993
- [25] Hirota K., *International Applications of fuzzy Technology*, Springer-Verlag 1993.
- [26] Hoffman W.C., Bryson A.E., Zvara J., *A landing approach guidance scheme for unpowered lifting vehicle* Journal of Space Aircraft and Rockets, February 1970, No. 2, v. 7.
- [27] Hoffman W.C., Bryson A.E., Zvara J., *Automatic guidance concept for VTOL aircraft*, Journal of Aircraft 8, August 1971.
- [28] Honeywell Maintenance, *Manual Sikorsky S-76*.
- [29] Horner M., Steward J. i inni, *An Examination of Vortex Deformation During Blade-Vortex Interaction Utilising Particle Image Velocimetry*, 18th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS-94-3.5.4.
- [30] Jankowski K., Maryniak J., *Badanie stateczności ustalonych stanów lotu sterowanego śmigłowca i analiza sprzężeń ruchów przestrzennych jego elementów*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, tom 23, zeszyt 3-4, Warszawa 1985.
- [31] Jankowski K., Maryniak J., *Modelowanie matematyczne automatycznie sterowanego śmigłowca w ruchu przestrzennym*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, tom 23, zeszyt 3-4, Warszawa 1985.
- [32] Jankowski K., Maryniak J., *Sprzężenie ruchów przestrzennych śmigłowca w prostoliniowym locie ustalonym*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, tom 24, zeszyt 1-2, Warszawa 1986.
- [33] Jankowski K., *Metodyka wyznaczania parametrów ruchu ustalonego śmigłowca na przykładzie lotu poziomego i zawisu*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, tom 23, zeszyt 3-4, Warszawa 1985.
- [34] Jankowski K., *Modelowanie fizyczne i matematyczne własności dynamicznych śmigłowca w ruchu przestrzennym*, rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska, Warszawa 1982.
- [35] Johnson W., *Helicopter theory*, 1981.
- [36] Kaletka J., Tischler M., Grünhagen W., Fletcher J. *Time and Frequency-Domain Identification and Verification of BO 105 Dynamic Models*, Journal of the American Helicopter Society, vol. 36/4, October 1991.
- [37] Kalinowski L., *Flutter przegubowych łopat wirnika nośnego*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 27/1965.
- [38] Kochen M. *Applications of Fuzzy Sets in Psychology*, New York Academic Press 1975.
- [39] Kowaleczko G. (kierownik projektu) Dzygadlo Z., Szendzielorz Cz. *Analiza dynamiki przestrzennego ruchu śmigłowca oraz układu śmigłowiec-autopilota*, projektu badawczego nr 9 S604 008 07 z KBN Warszawa 1997.
- [40] Kowaleczko G., *Analiza dynamiki przestrzennego ruchu śmigłowca z uwzględnieniem wpływu autopilota*, rozprawa doktorska, WAT, Warszawa 1991.
- [41] Kowaleczko G., *Model matematyczny autopilota statycznego przy uwzględnieniu sprzężeń ruchów podłużnych i bocznych śmigłowca*, Biuletyn WAT, Nr 1-2, Warszawa 1995.
- [42] Kowalik S., *Wykorzystanie zbiorów rozmytych do podejmowania decyzji*, PTI, Szczyrk 1994.
- [43] Kozielecki J., *Psychologiczna teoria decyzji*, Warszawa, PWN, 1977.
- [44] Krupowicz A. *Metody numeryczne*, PWN, Warszawa 1986.

- [45] Kuang-Hua Fu, Kaletka J., *Frequency-Domain Identification of BO 105 Derivative Models with Rotor Degrees of Freedom*, Journal of the American Helicopter Society, vol. 38/1, January 1993.
- [46] Kwaśnicka H., Makowska-Kaczmar U. *Sztuczna inteligencja w sterowaniu*, nr 6, Informatyka 1994.
- [47] Łomow B.F., Płatonow K.K., *Eksperymentalna psychologia lotnicza*, PWN 1984.
- [48] Lower M. *Symulacja nieliniowego modelu śmigłowca w zawisie w celu doboru regulatora rozmytego*, I KK MiS-1, czerwiec 2000
- [49] Łucjanek W., Narkiewicz J., Sibilski K., *Stateczność dynamiczna śmigłowca z wirnikiem przegubowym*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, 1/2, 24, Warszawa 1986.
- [50] Łucjanek Wiesław, Sibilski Krzysztof: *Wstęp do dynamiki śmigłowca*, Politechnika Warszawska 1981.
- [51] Mangler K. W., Squire H., B., *The Induced Velocity Field of a Rotor*, Reports of Memoranda, No. 2624, London 1950.
- [52] Manness M.A., Murray-Smith D., *Aspects of Multivariable Flight Control Law Design for Helicopters Using Eigenstructure Assignment*, Journal of the American Helicopter Society vol. 37/3, July 1992.
- [53] McKillip R., Perri T., *Helicopter Flight Control System Design and Evaluation Using Controller Inversion Techniques*, Journal of the American Helicopter Society, vol. 37/1, January 1992.
- [54] McLean D., *Automatic Flight Control Systems*, Hall International (UK) 1990
- [55] Müller R., *Special Vortices at a Helicopter Rotor Blade*, Journal of the American Helicopter Society, vol. 35/4, October 1990.
- [56] Murphy R.D., Narendra K.S., *Design of helicopter stabilization systems using Optimal Control Theory*, J. Aircraft, vol. 6, No. 2 March-April 1969.
- [57] Narendra K.S., Tripathi S.S., *Identification and optimalization of aircraft dynamics*, J.Aircraft, vol.10, No. 4, April 1973.
- [58] Niederliński A., Mościński J., Ogonowski Z., *Regulacja adaptacyjna*, Warszawa PWN 1995.
- [59] Padfield G. D., *Dynamika lotu śmigłowca* Warszawa 1978 (Helicopter Flight Dynamics. Blackwell Science, Oxford 1996).
- [60] Papanikas D. G., Spyropoulos A. J. i inni, *Helicopter Rotor Downwash Calculation Using the Vortex Element Method for the Wake Modelling*, 20th Congres of the International Council of the Aeroautical Sciences, ICAS-96-1.2.1.
- [61] Payne P.R. *Helicopter dynamics and aerodynamics*, New York 1959.
- [62] Pedrycz W., *Fuzzy multimodels*, IEEE Transactions on Fuzzy Systems 1996, vol. 4 No. 2.
- [63] Peters D., Boyd D., Cheng-Jan He, *Finite-State Induced-Flow Model for Rotors in Hover and Forward Flight*, Journal of the American Helicopter Society, vol. 34/3, July 1989.
- [64] Piegat A., *Modelowanie i sterowanie rozmyte*, EXIT, Warszawa 1999.
- [65] Procnal M., Małecki J., *Wyniki badań śmigłowców W-3, Kania, PZL Sokół. PZL-Świdnik. 1996/2000.*
- [66] PZL-Świdnik, *Śmigłowiec Mi-2 – opis techniczny*, Świdnik 1977.
- [67] Rutkowska D., Piliński M., Rutkowski L., *Sieci neuronowe, algorytmy genetyczne i systemy rozmyte*, Warszawa PWN 1997.
- [68] Rutkowska D., *Fuzzy inference systems with networks-based defuzzification* Archiwum Informatyki Teoretycznej i Stosowanej, Tom 9 (1997).
- [69] Rutkowska D., *Neural Structures of Fuzzy Systems* ISCAS '97, Hong Kong

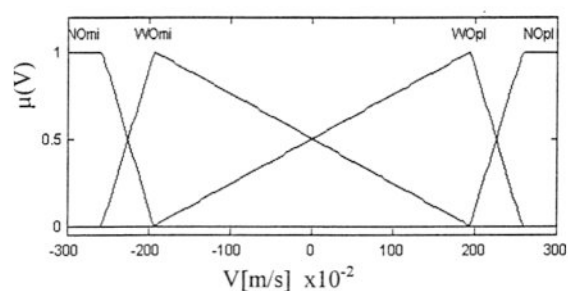
- Convention and Exhibition Centre, June 9-12, 1997.
- [70] Rutkowska D., *Non-singleton fuzzy models*, Journal of Applied Mathematics and Computer Science No.2, v. 8, 1998.
- [71] Rutkowska D., *On Generating Fuzzy Rules by an Evolutionary Approach*, Cybernetics and Systems: An International Journal, 1998.
- [72] Sheridan T.B., Ferrel W.L., *Man machine systems*, MII, London 1974.
- [73] Sibilski K., *Stateczność dynamiczna jednowirnikowego śmigłowca z podwieszonym ładunkiem*, Rozprawa doktorska, PW, Warszawa 1980.
- [74] Śmigłowiec Mi-14, *Automatyczny układ sterowania*, DWL Lot.2249/83, Poznań 1984.
- [75] Sobieraj W., *Analiza drgań flatteru łopat wirników nośnych śmigłowców metodą elementów skończonych*, rozprawa doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 1976.
- [76] Sugano M., *An Introductory Survey of Fuzzy Control*, Information Science 36, 1985.
- [77] Szabelski K., Jancelewicz B., Łucjanek W., *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*, WKŁ, Warszawa 1995.
- [78] Szumański K., *Badanie symulacyjne układu pilot- śmigłowiec w warunkach transgresji*, Rozprawy inżynierskie nr 1, 1989.
- [79] Szumański K., *Dynamika granicznych manewrów śmigłowca w lotach niskich*, Prace Ilot., nr 102, 1979.
- [80] Szumański K., *Modelowanie pilotażu śmigłowca metodą numeryczną*, Prace Ilot., nr 67, 1976 (Instytut Lotnictwa).
- [81] Szumański K., *Simulation tests of the pilot-helicopter system in overxtreme conditions*, Paper No 9.4, XIII ERF, Arles 1987.
- [82] Szumański K., *Teoria i badania śmigłowców w ujęciu symulacyjnym*, Prace ILot nr 5, Warszawa 1997.
- [83] Szumański K., *Transgresje układu pilot-śmigłowiec*, praca habilitacyjna, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska, Warszawa 1986.
- [84] Tarzanin F., *Prediction of Control Loads Due to Blade Stall*, presented at The Annual National V/STOL Forum of The American Helicopter Society, Washington, May 1971.
- [85] Theodorsen T., *General Theory of Aerodynamic Instabilities and the Mechanism of Flutter*, NACA TR 496, 1949.
- [86] Troung V., *A 2-D Dynamic Stall Model Based on a Hopf Bifurcation*, 19th European Rotorcraft Forum, Italy, September 14-16, 1993.
- [87] Wellstead P. E., *The Ball and Hoop System* Automatica vol. 19 No. 4 1983.
- [88] Witkowski R., *Budowa i pilotaż śmigłowców*, WKiŁ, Warszawa 1979.
- [89] Wood E., Platzer M., Abourahma A., Couch W., *On the Unsteady Aerodynamics of Higher Harmonic Control*, 19th European Rotorcraft Forum, Italy, September 14-16, 1993.
- [90] Yager R.R., Filev D.P., *Podstawy modelowania i sterowania rozmytego*, WNT Warszawa 1995, (Essential of Fuzzy Modeling and Control, John Wiley & Sons, Inc. 1994)
- [91] Yager R.R., Zadeh L.A. *Fuzzy Sets, Neural Networks and Soft Computing*, Van Nostrand Reinhold, New York 1994.
- [92] Yamakawa T., *Stabilization of an Inverted Pendulum by High-Speed Fuzzy Logic Controller Hardware System*, Fuzzy Sets and Systems, 32(1989).
- [93] Zadeh L., *Fuzzy sets. Information and Control*, vol. 8, 1965.
- [94] Zadeh L., *Outline of new approach to the analysis of complex systems and decision processes* IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, SMC-3, 1973.

Dodatek A.

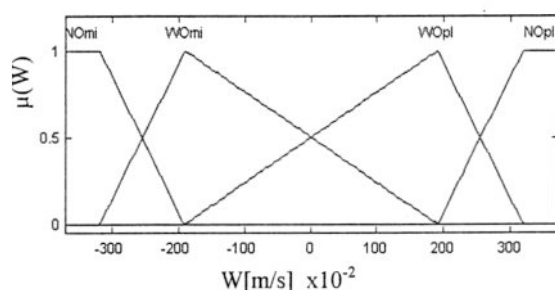
Przykłady funkcji przynależności regulatora rozmytego z czterema ocenami jakościowymi każdego parametru.



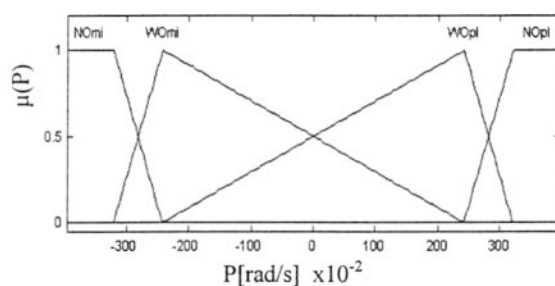
Rysunek A.1. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru U.



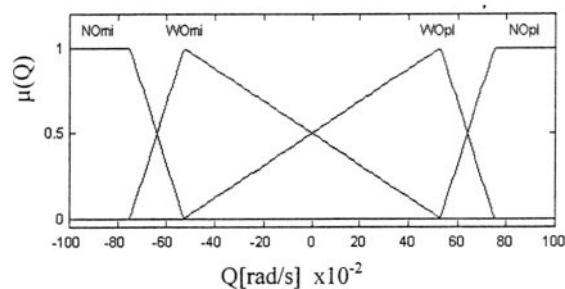
Rysunek A.2. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru V.



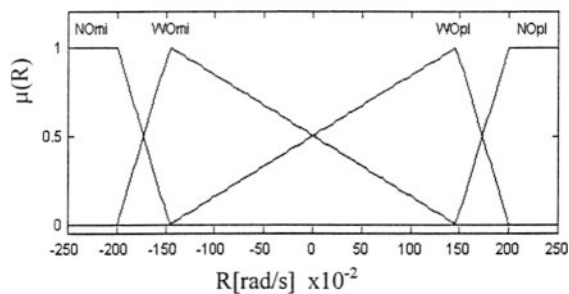
Rysunek A.3. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru W.



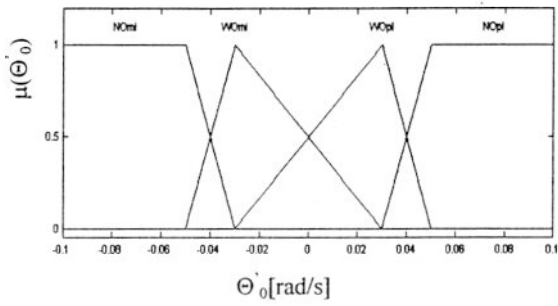
Rysunek A.4. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru P.



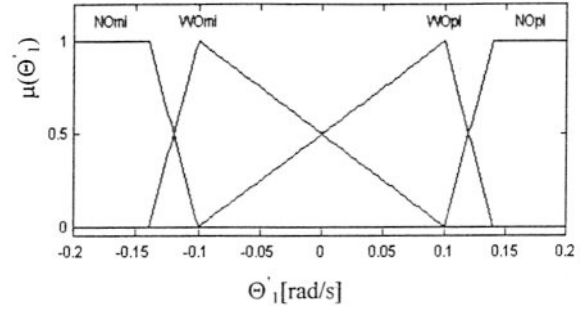
Rysunek A.5. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Q.



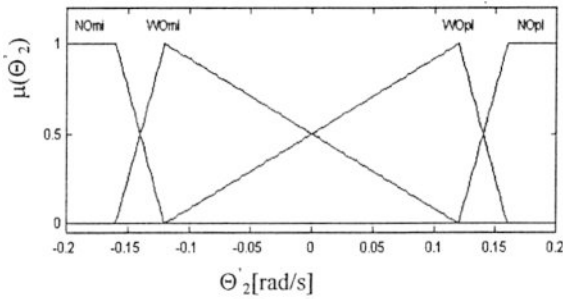
Rysunek A.6. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru R.



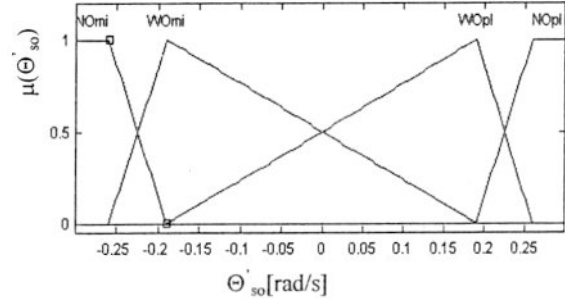
Rysunek A.7. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Θ_0 .



Rysunek A.8. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Θ_1 .

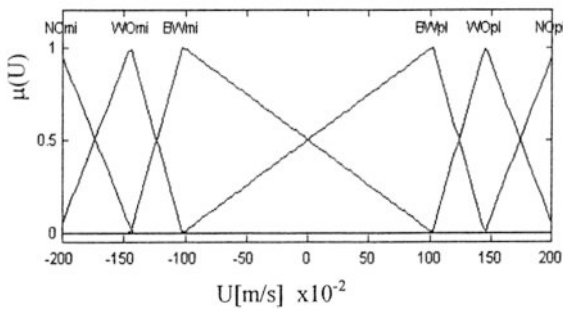


Rysunek A.9. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Θ_2 .

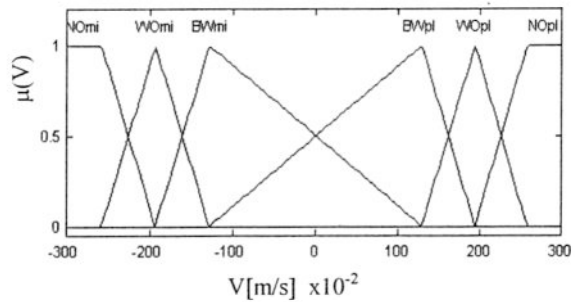


Rysunek A.10. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Θ_{so} .

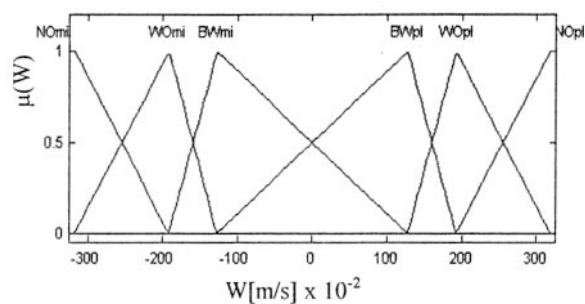
Przykłady funkcji przynależności regulatora rozmytego z sześcioma ocenami jakościowymi każdego parametru.



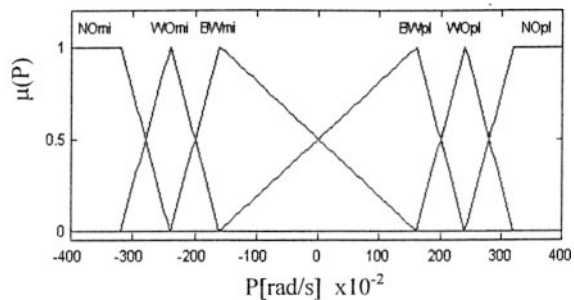
Rysunek A.11. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru U .



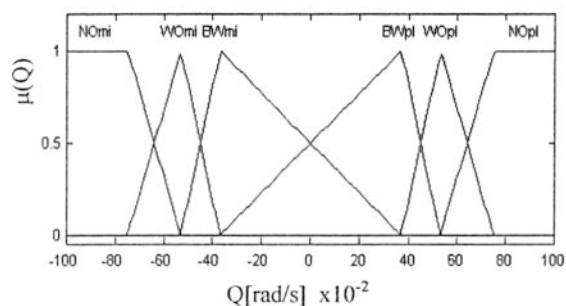
Rysunek A.12. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru V .



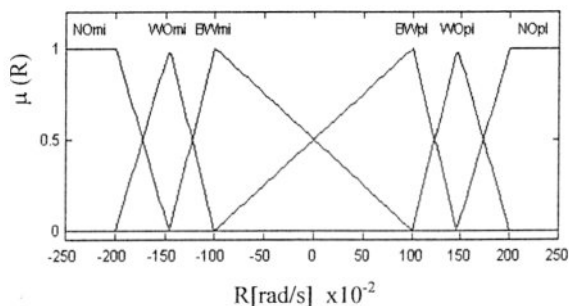
Rysunek A.13. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru W.



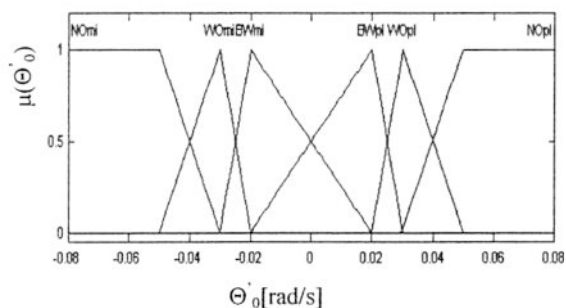
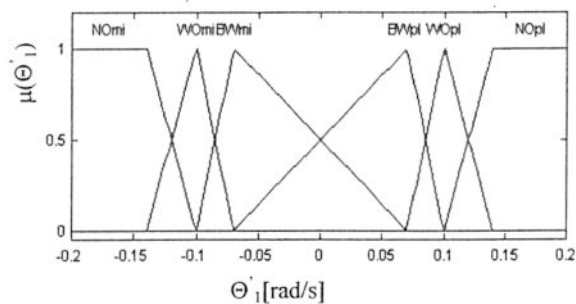
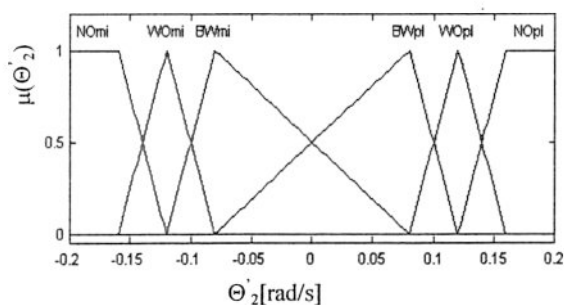
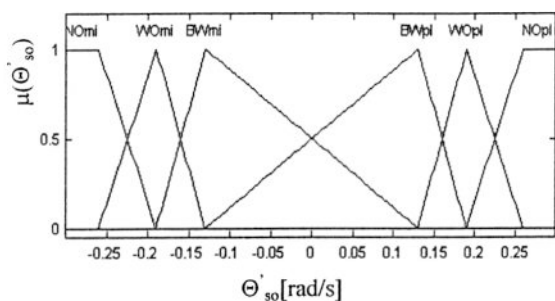
Rysunek A.14. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru P.



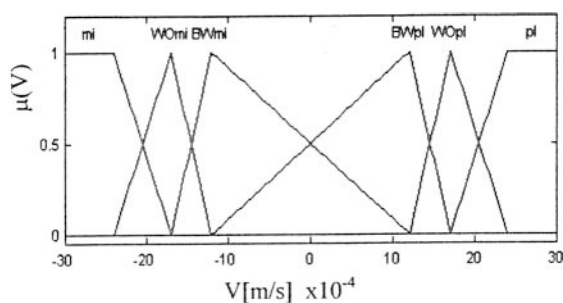
Rysunek A.15. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Q.



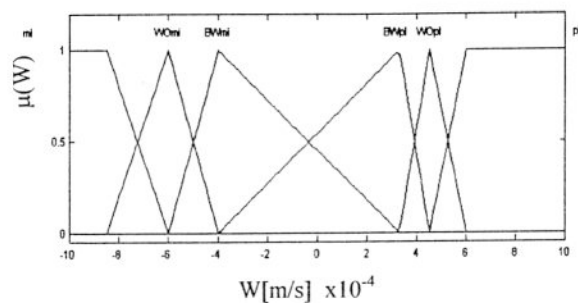
Rysunek A.16. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru R.

Rysunek A.17. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Θ_0 .Rysunek A.18. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Θ_1 .Rysunek A.19. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Θ_2 .Rysunek A.20. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Θ_{so} .

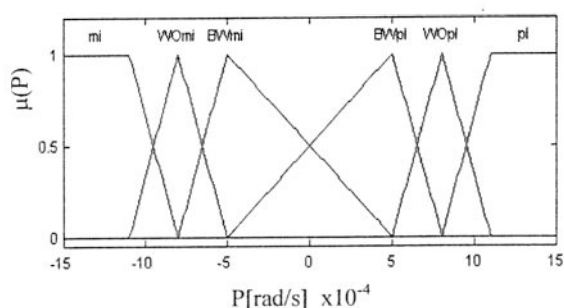
Przykłady funkcji przynależności korygującego lokalnego modelu rozmytego f_1 z sześcioma ocenami jakościowymi każdego parametru.



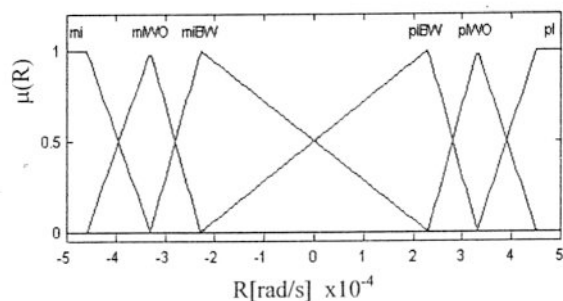
Rysunek A.21. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru V.



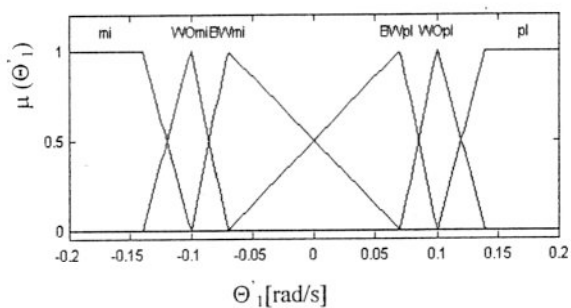
Rysunek A.22. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru W.



Rysunek A.23. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru P.



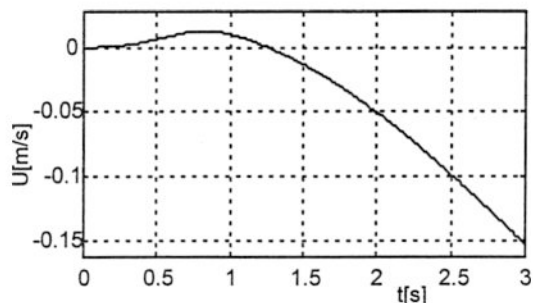
Rysunek A.24. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru R.



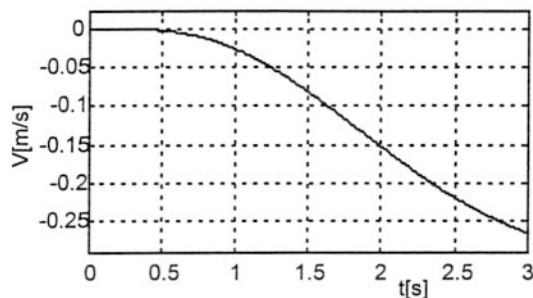
Rysunek A.25. Funkcje przynależności ocen jakościowych parametru Θ_1 .

Dodatek B.

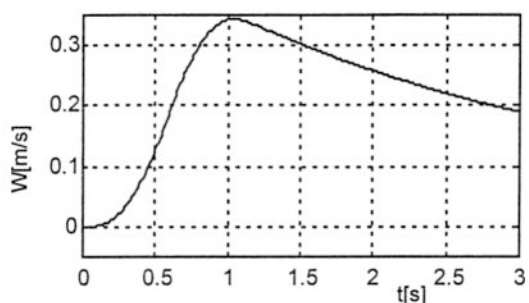
Przykładowe odpowiedzi modelu śmigłowca na impuls sterem, określony jako (mBW) – ujemny bardzo wolny.



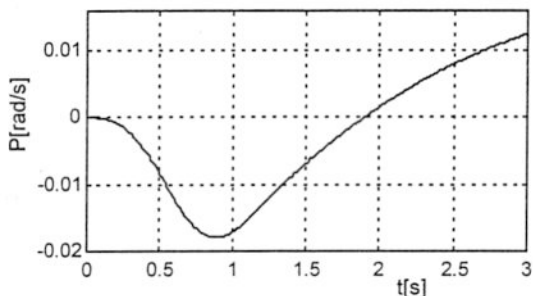
Rysunek B.1. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



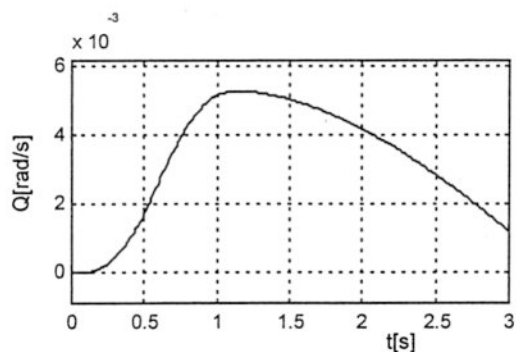
Rysunek B.2. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



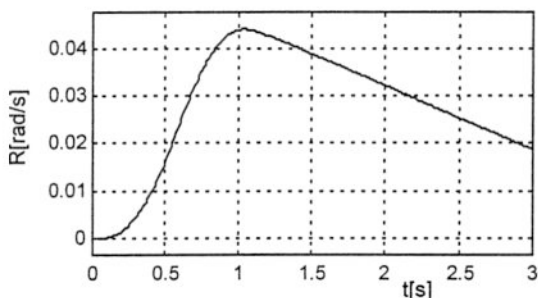
Rysunek B.3. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



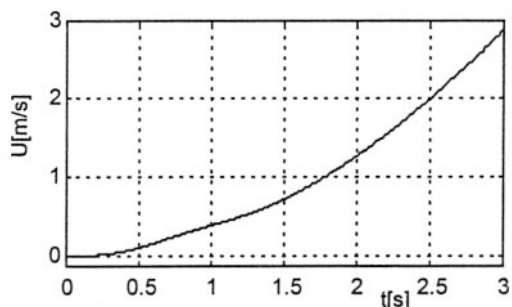
Rysunek B.4. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



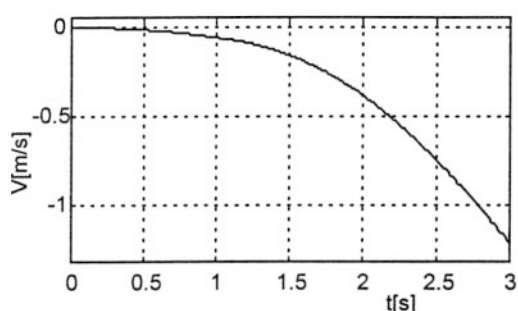
Rysunek B.5. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



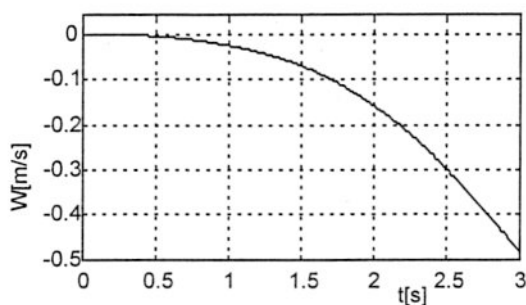
Rysunek B.6. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



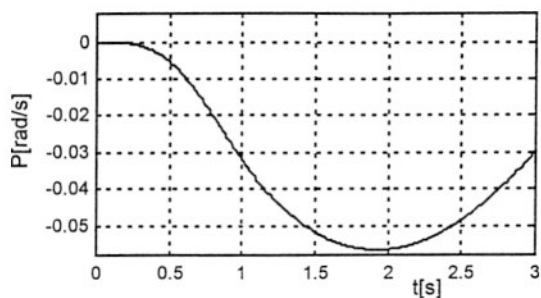
Rysunek B.7. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



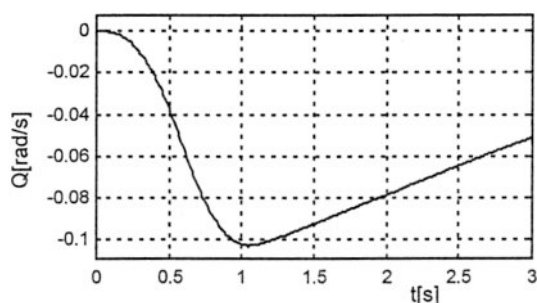
Rysunek B.8. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



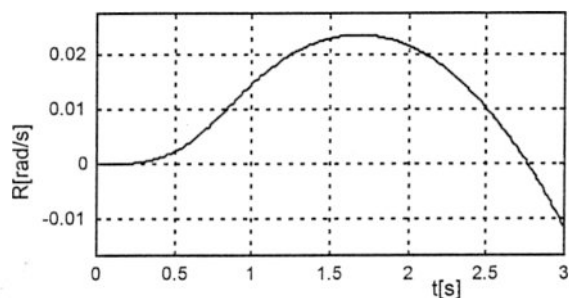
Rysunek B.9. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



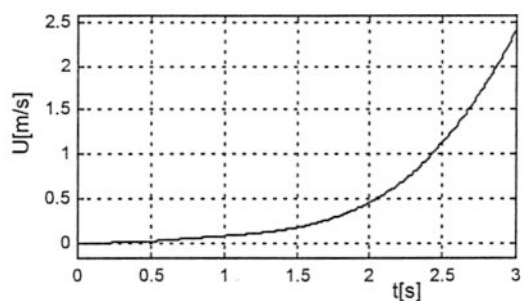
Rysunek B.10. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



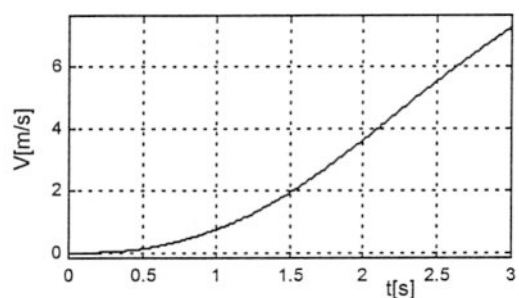
Rysunek B.11. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



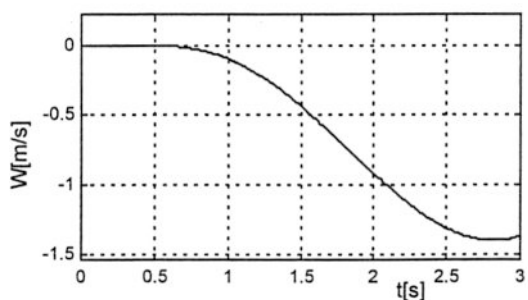
Rysunek B.12. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



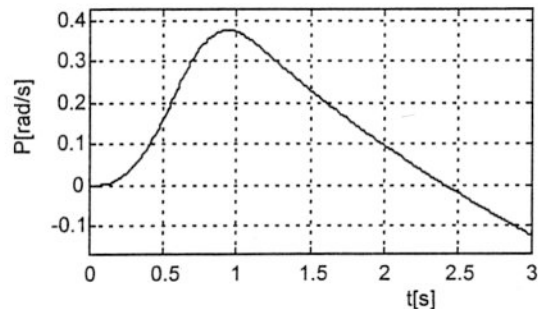
Rysunek B.13. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



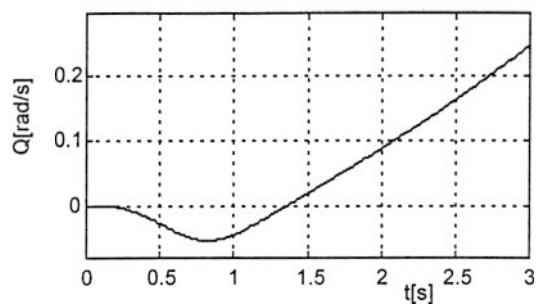
Rysunek B.14. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



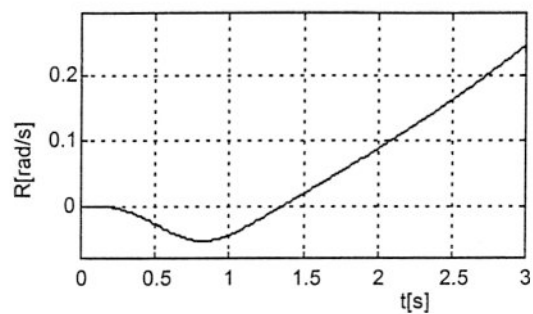
Rysunek B.15. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



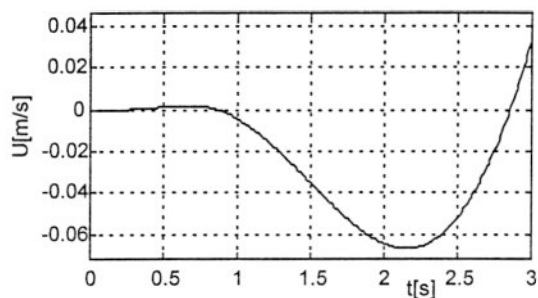
Rysunek B.16. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



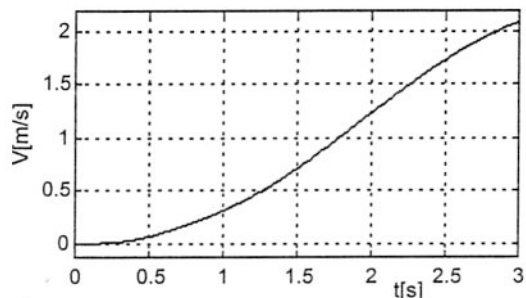
Rysunek B.17. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



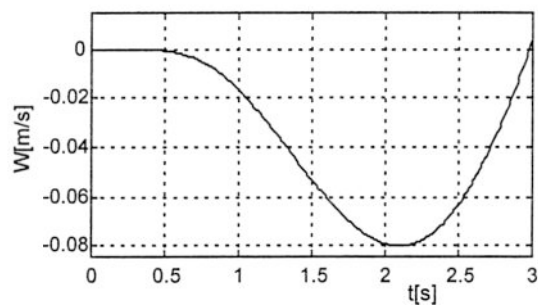
Rysunek B.18. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



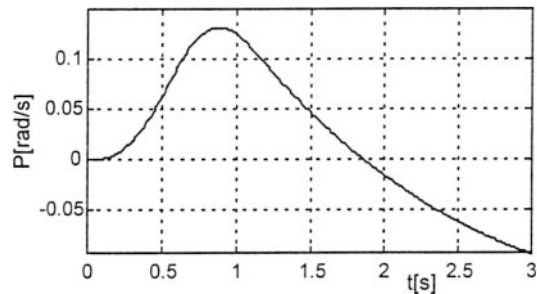
Rysunek B.19. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



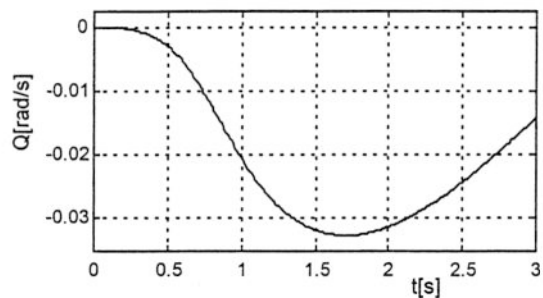
Rysunek B.20. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



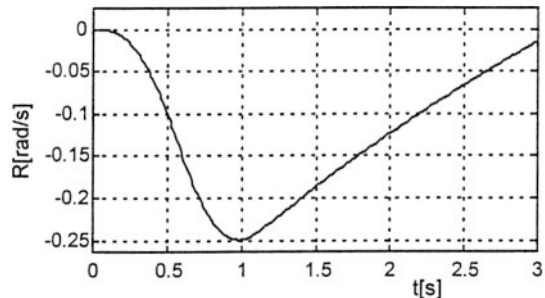
Rysunek B.21. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



Rysunek B.22. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

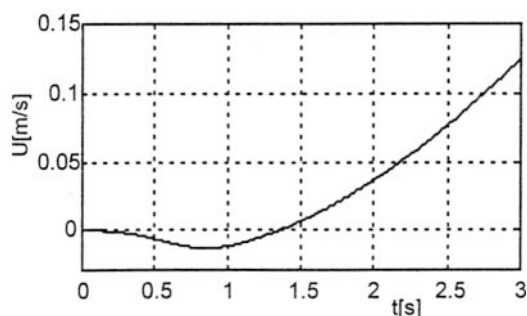


Rysunek B.23. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

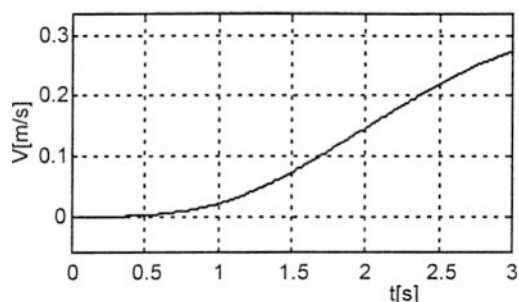


Rysunek B.24. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

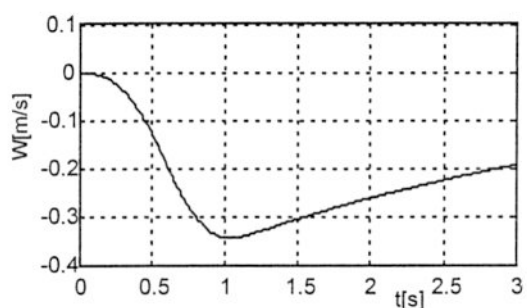
Przykładowe odpowiedzi modelu śmigłowca na impuls sterem, określony jako (pBW) – dodatni bardzo wolny.



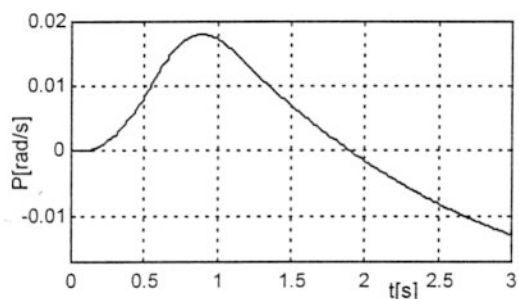
Rysunek B.25. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



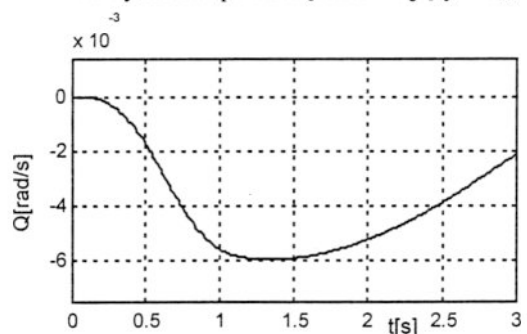
Rysunek B.26. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



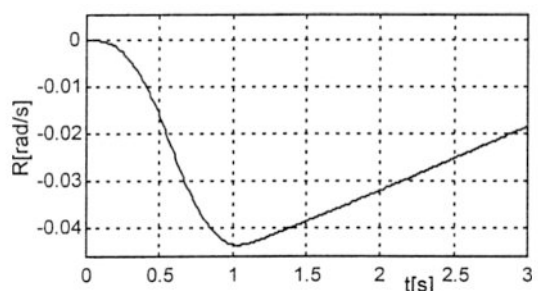
Rysunek B.27. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



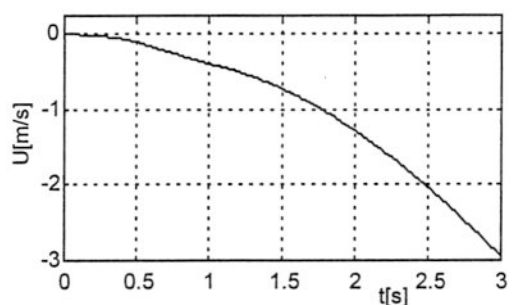
Rysunek B.28. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



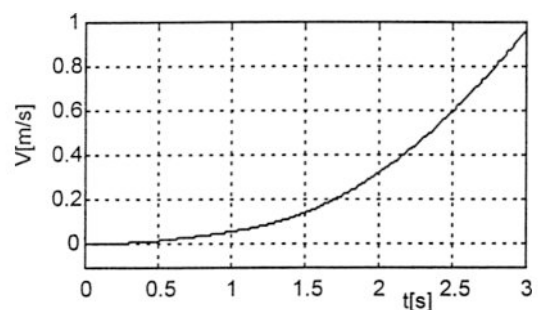
Rysunek B.29. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



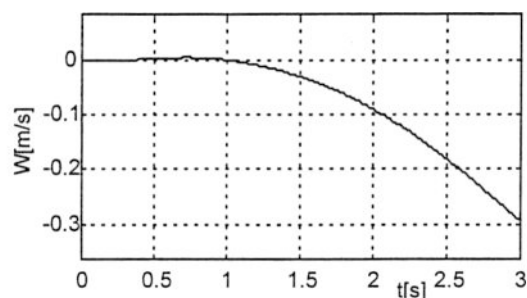
Rysunek B.30. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



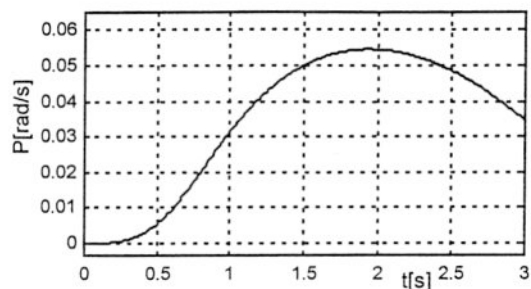
Rysunek B.31. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



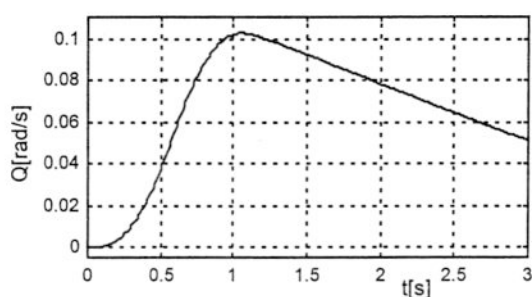
Rysunek B.32. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



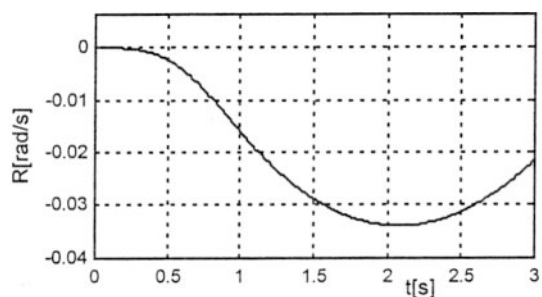
Rysunek B.33. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



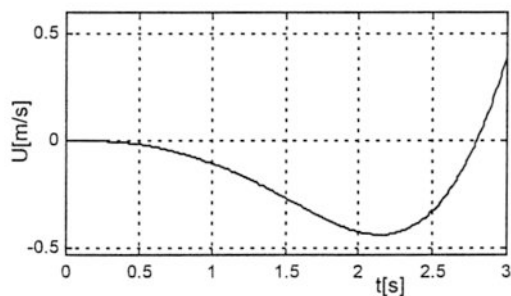
Rysunek B.34. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



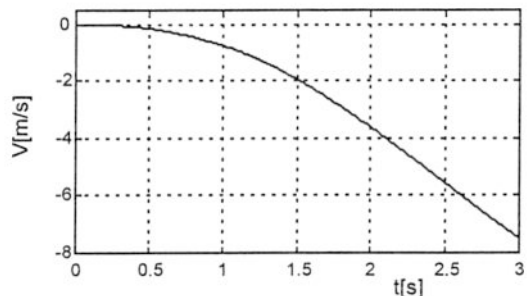
Rysunek B.35. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



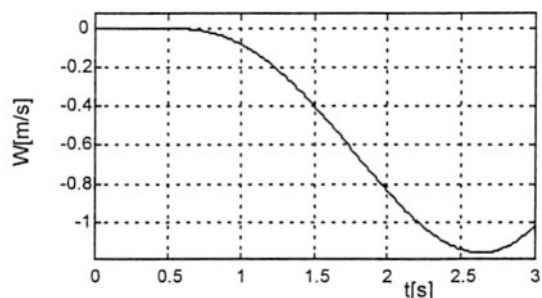
Rysunek B.36. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



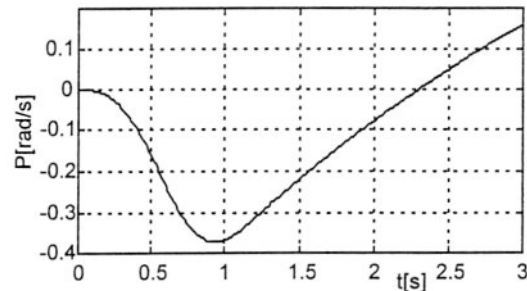
Rysunek B.37. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



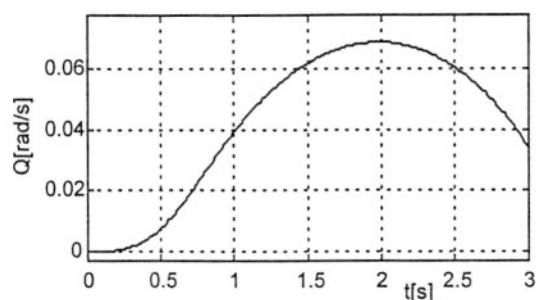
Rysunek B.38. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



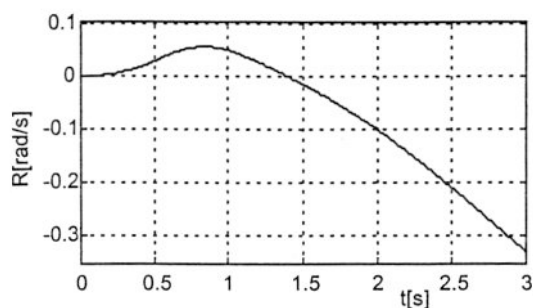
Rysunek B.39. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



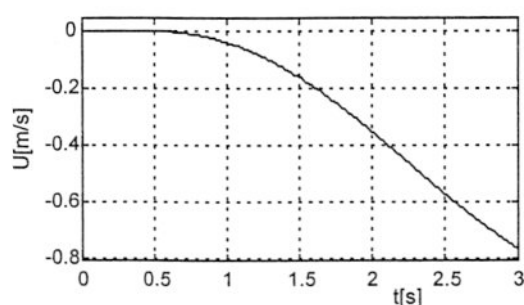
Rysunek B.40. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



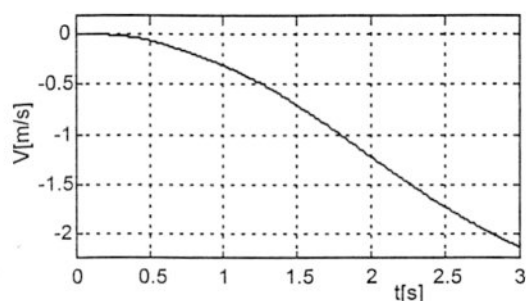
Rysunek B.41. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



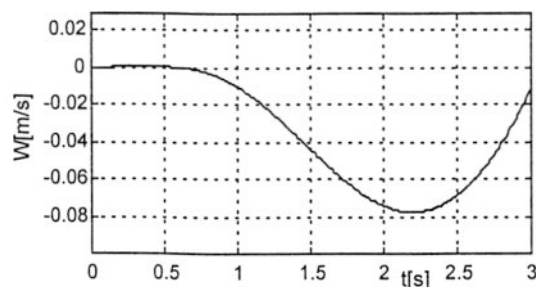
Rysunek B.42. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



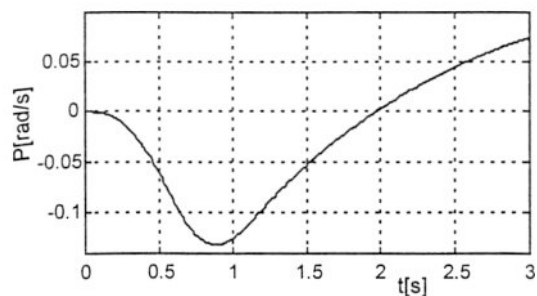
Rysunek B.43. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



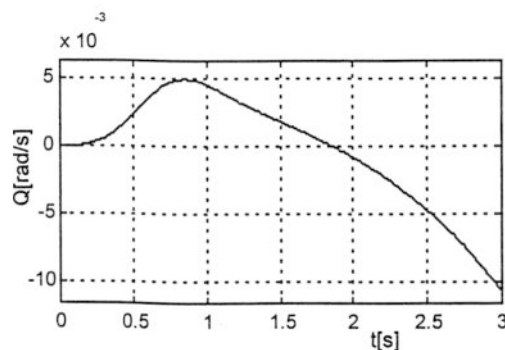
Rysunek B.44. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



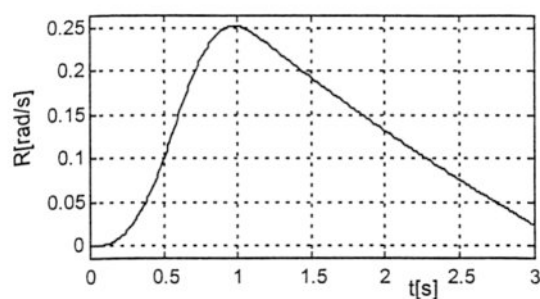
Rysunek B.45. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



Rysunek B.46. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

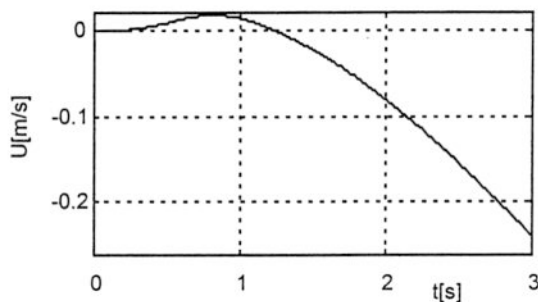


Rysunek B.47. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

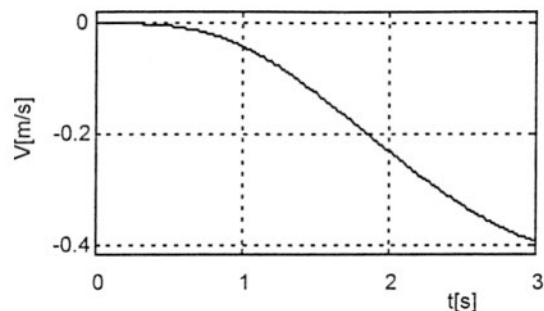


Rysunek B.48. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

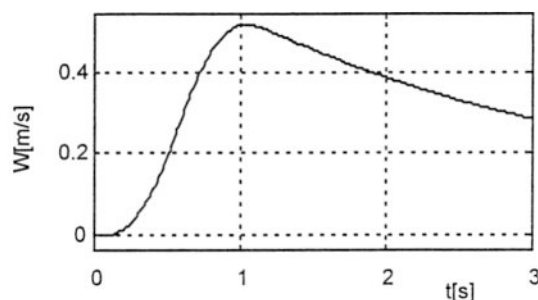
Przykładowe odpowiedzi modelu śmigłowca na impuls sterem, określony jako (mWO) – ujemny wolny.



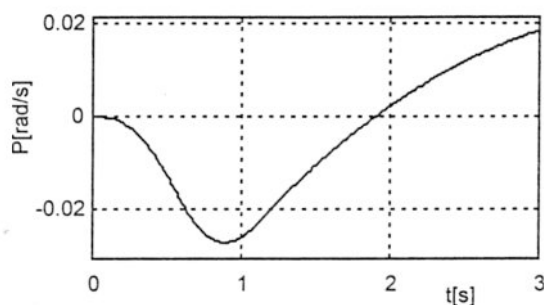
Rysunek B.49. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



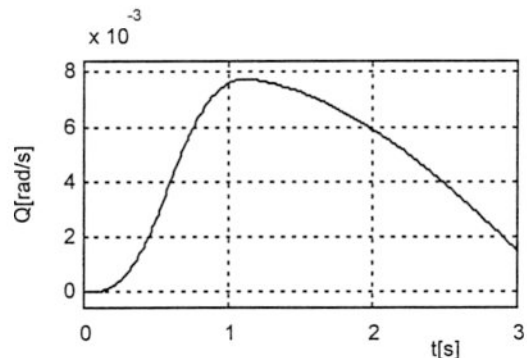
Rysunek B.50. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



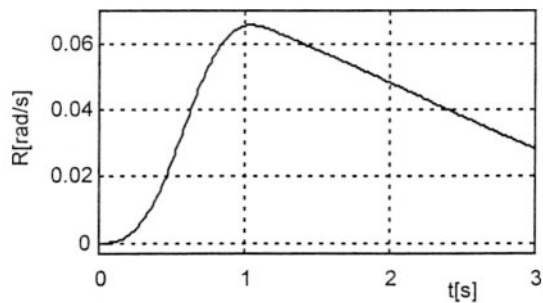
Rysunek B.51. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



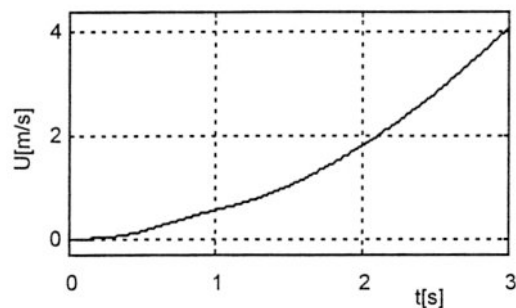
Rysunek B.52. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



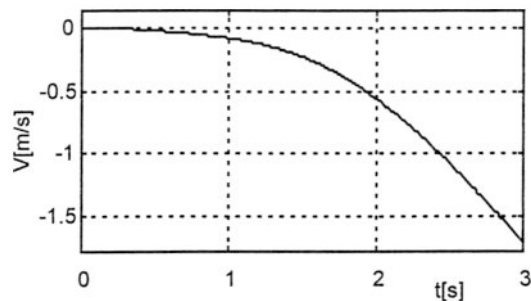
Rysunek B.53. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



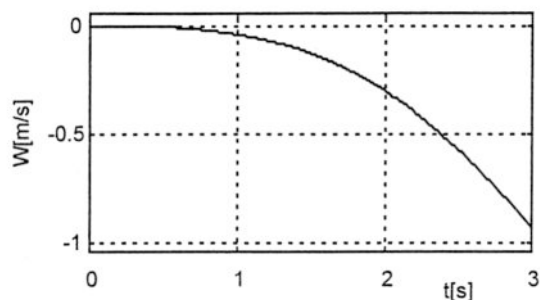
Rysunek B.54. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



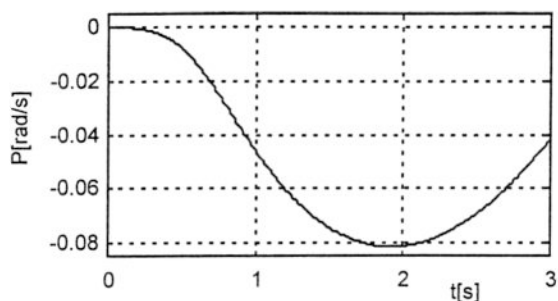
Rysunek B.55. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



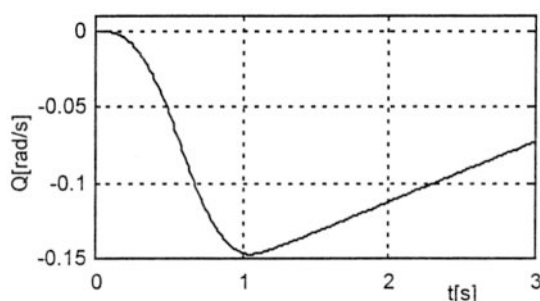
Rysunek B.56. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



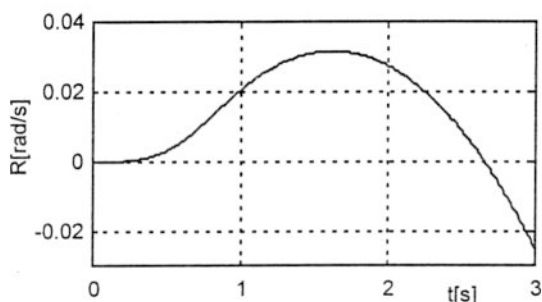
Rysunek B.57. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



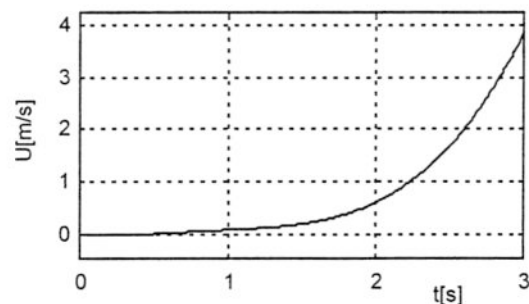
Rysunek B.58. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



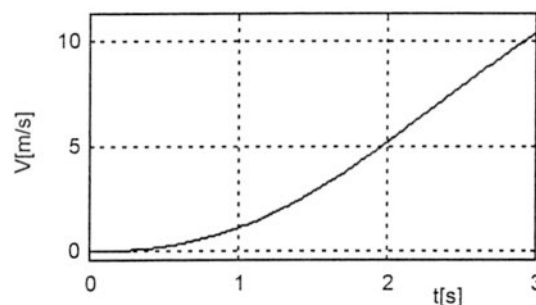
Rysunek B.59. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



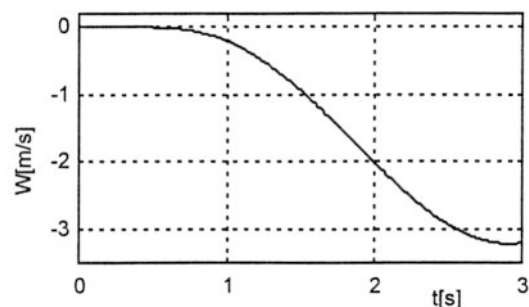
Rysunek B.60. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



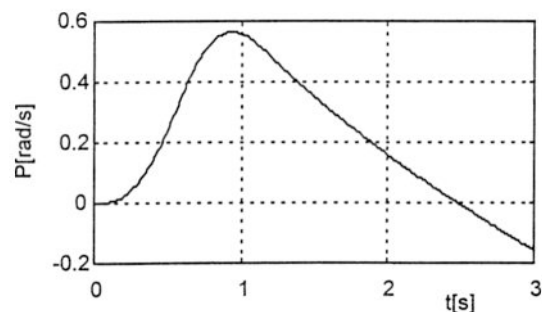
Rysunek B.61. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



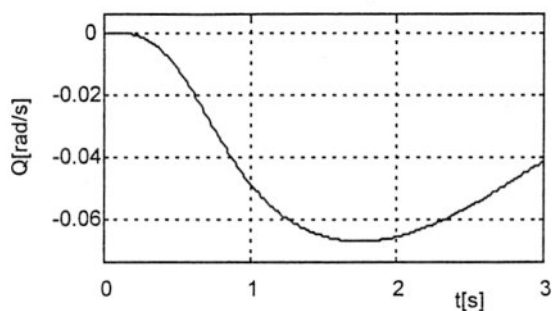
Rysunek B.62. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



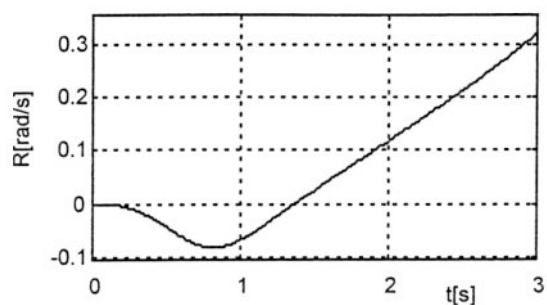
Rysunek B.63. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



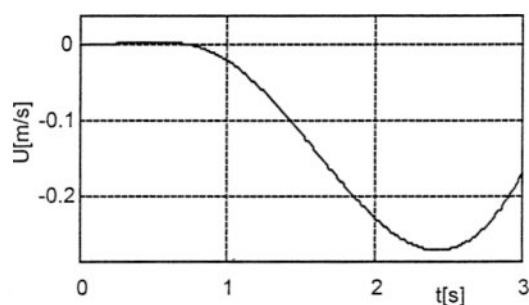
Rysunek B.64. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



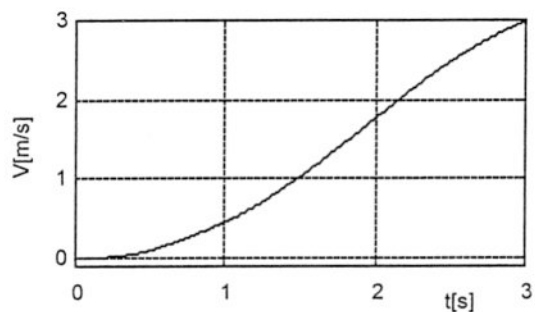
Rysunek B.65. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



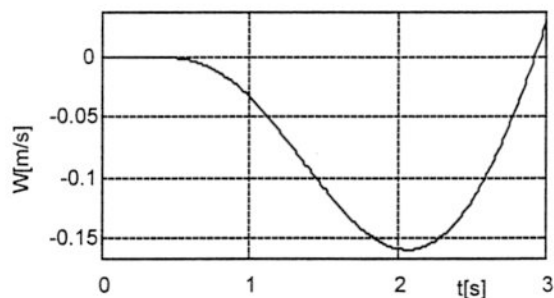
Rysunek B.66. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



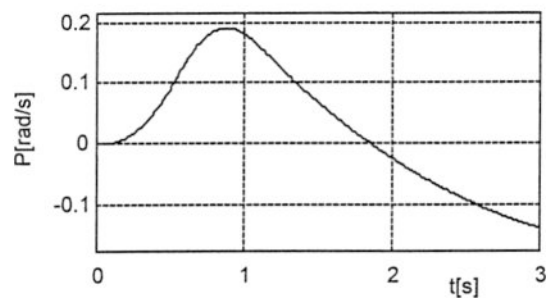
Rysunek B.67. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{30} .



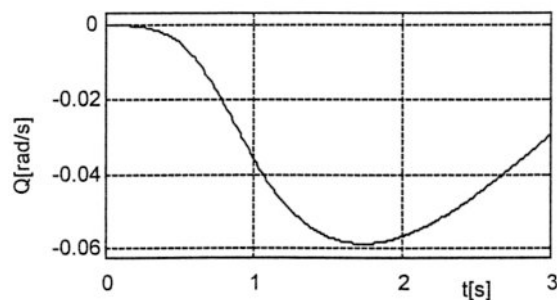
Rysunek B.68. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{30} .



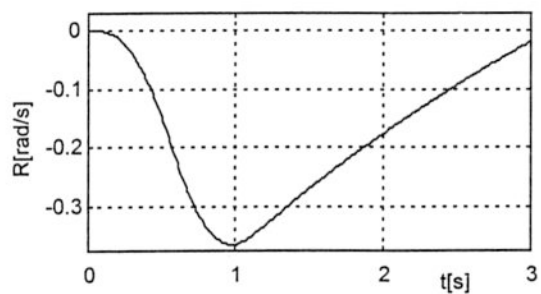
Rysunek B.69. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{30} .



Rysunek B.70. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{30} .

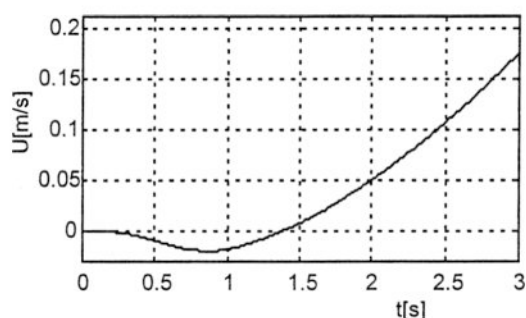


Rysunek B.71. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{30} .

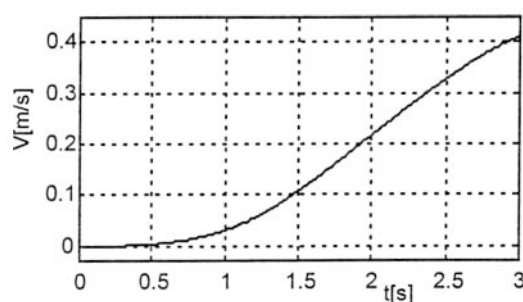


Rysunek B.72. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{30} .

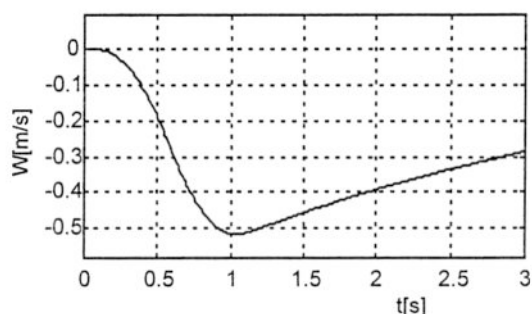
Przykładowe odpowiedzi modelu śmigłowca na impuls sterem, określony jako (pWO) – dodatni wolny.



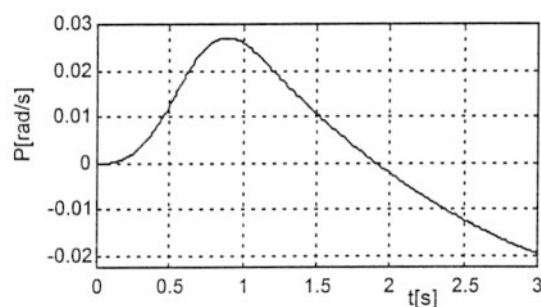
Rysunek B.73. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



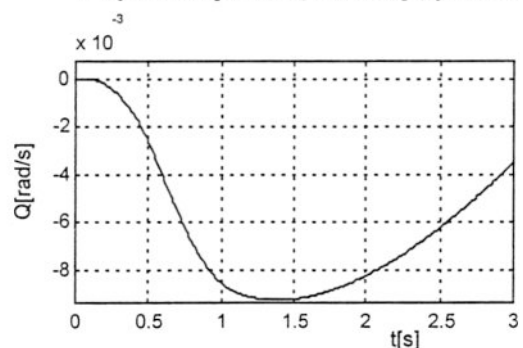
Rysunek B.74. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



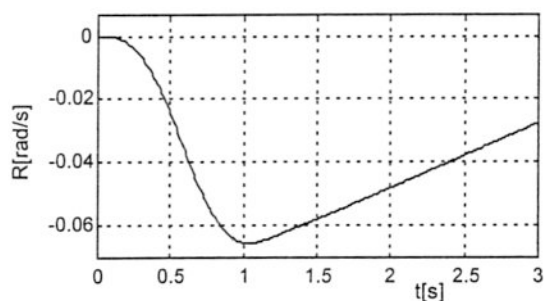
Rysunek B.75. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



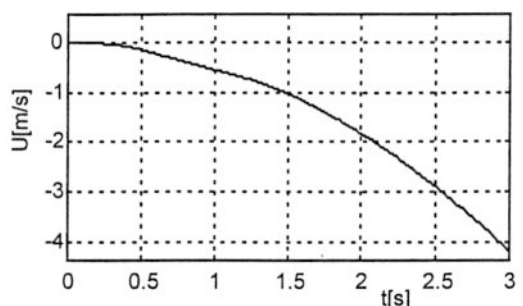
Rysunek B.76. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



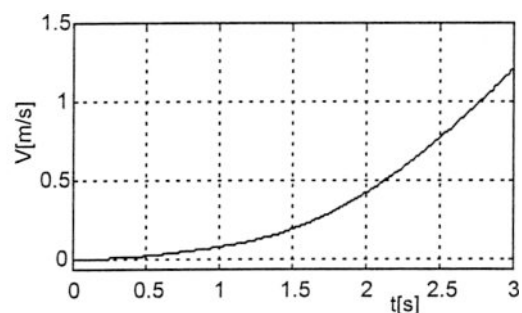
Rysunek B.77. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



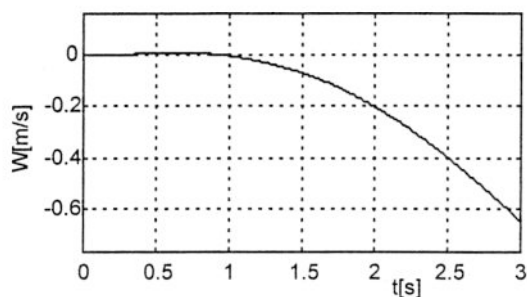
Rysunek B.78. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



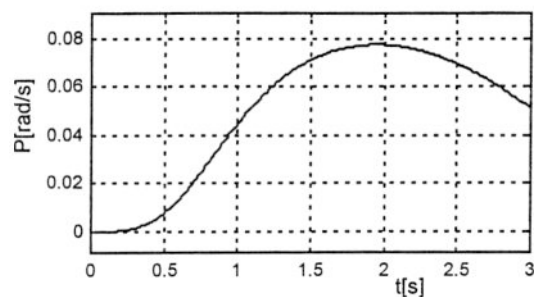
Rysunek B.79. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



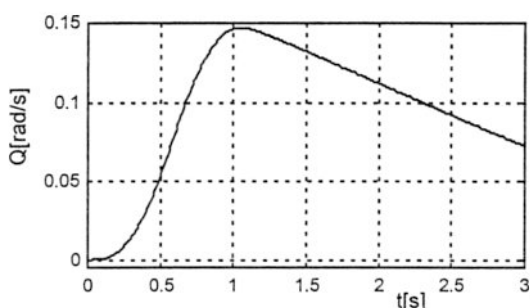
Rysunek B.80. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



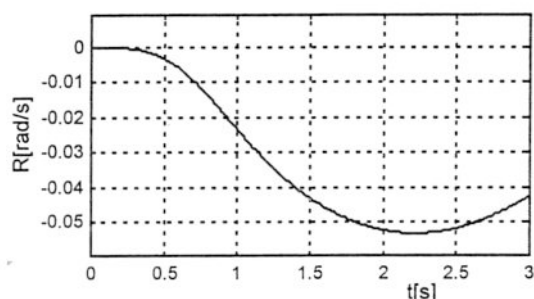
Rysunek B.81. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



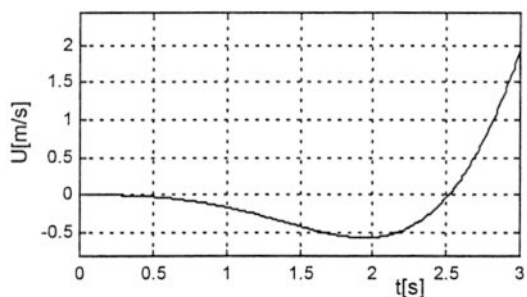
Rysunek B.82. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



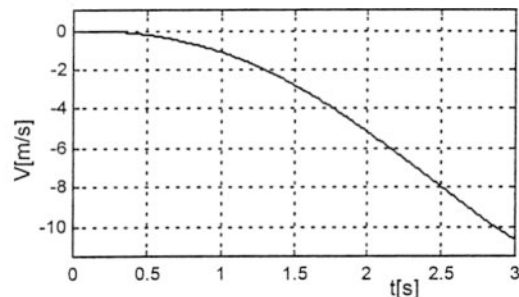
Rysunek B.83. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



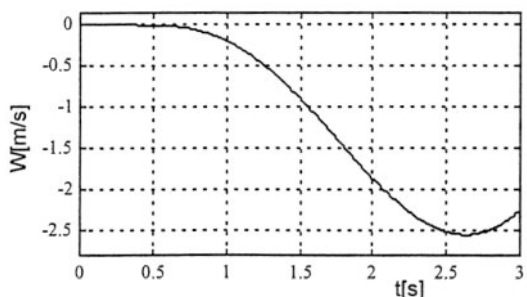
Rysunek B.84. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



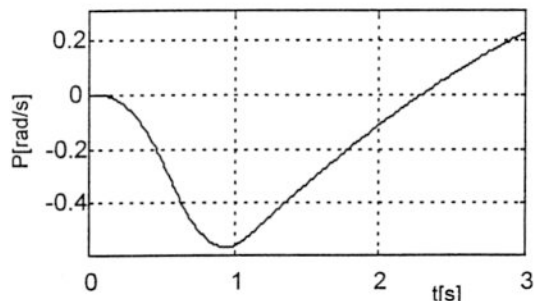
Rysunek B.85. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



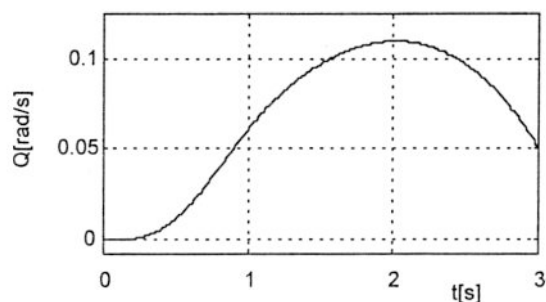
Rysunek B.86. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



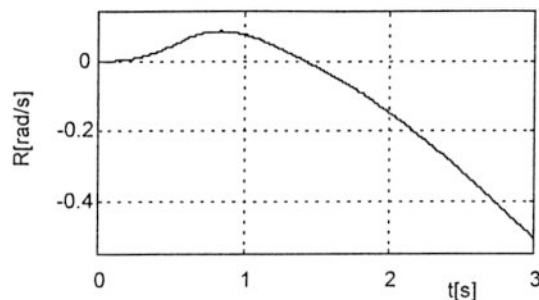
Rysunek B.87. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



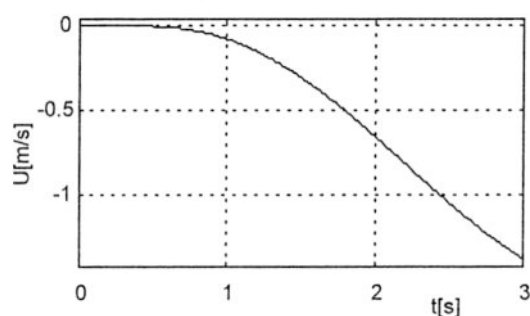
Rysunek B.88. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



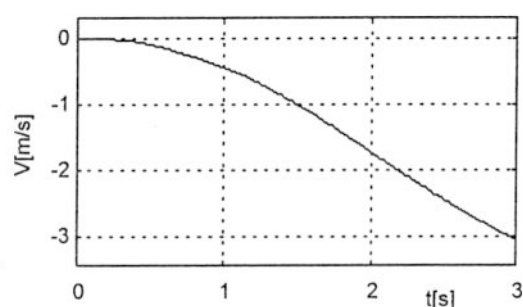
Rysunek B.89. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



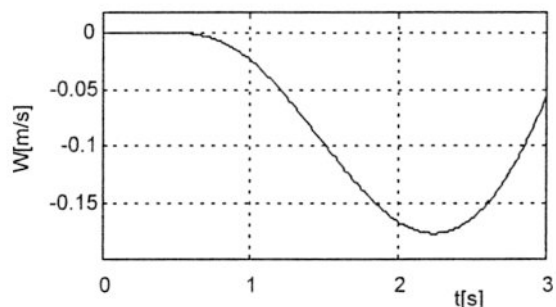
Rysunek B.90. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



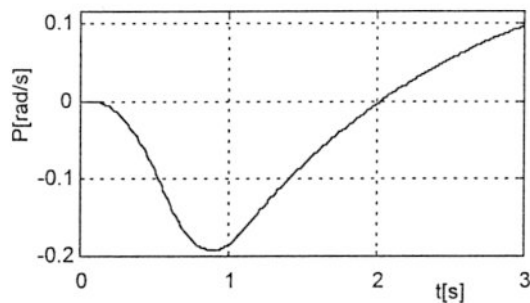
Rysunek B.91. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



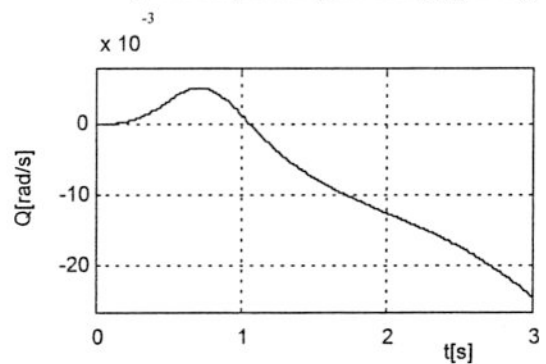
Rysunek B.92. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



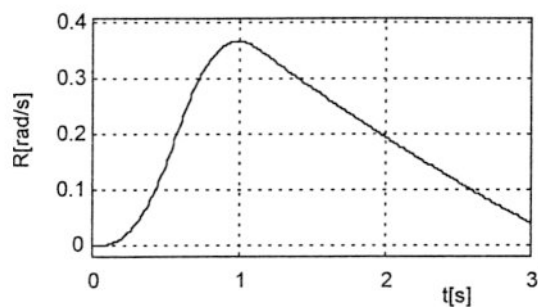
Rysunek B.93. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



Rysunek B.94. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

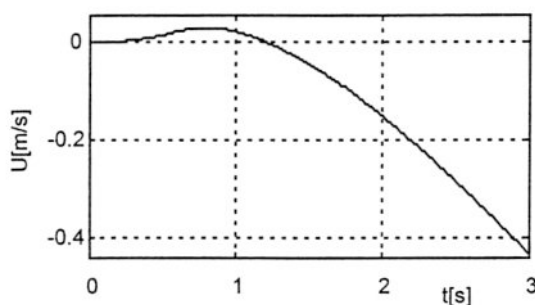


Rysunek B.95. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

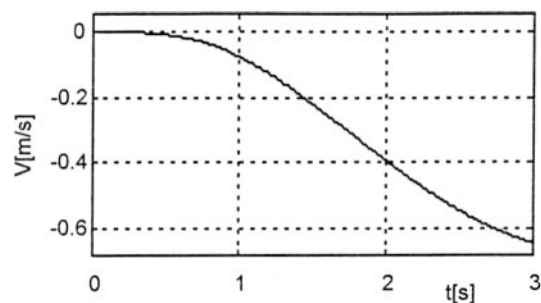


Rysunek B.96. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

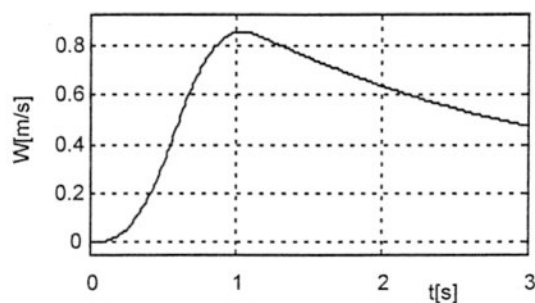
Przykładowe odpowiedzi modelu śmigłowca na impuls sterem, określony jako (mNO) – ujemny normalny.



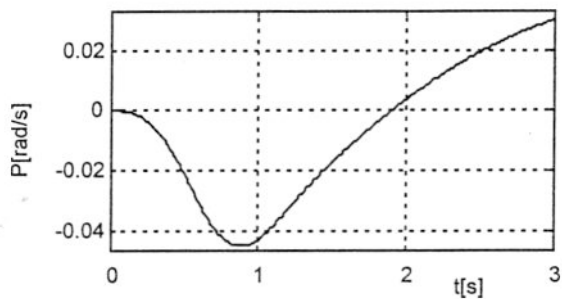
Rysunek B.97. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



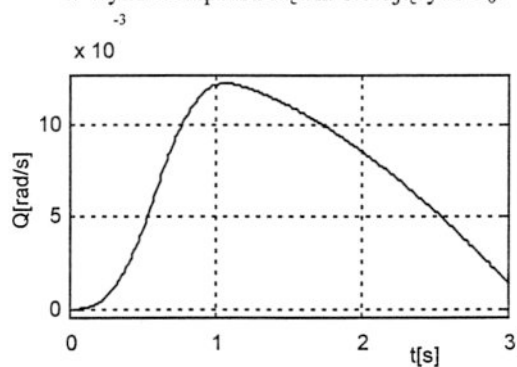
Rysunek B.98. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



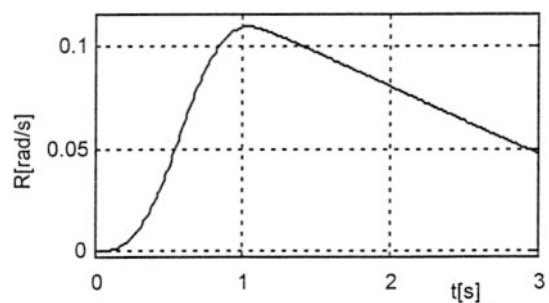
Rysunek B.99. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



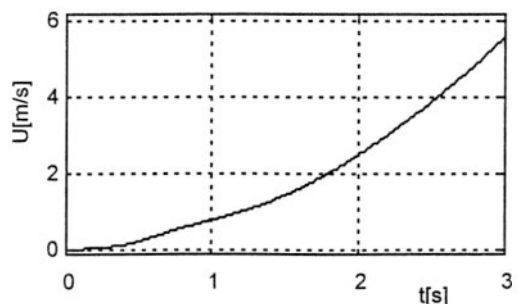
Rysunek B.100. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



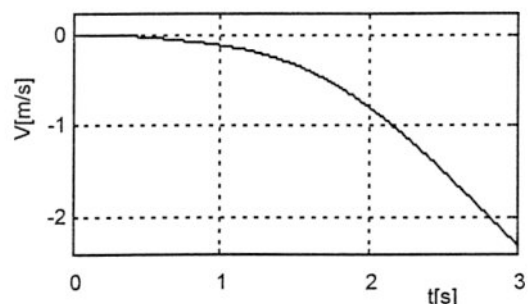
Rysunek B.101. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



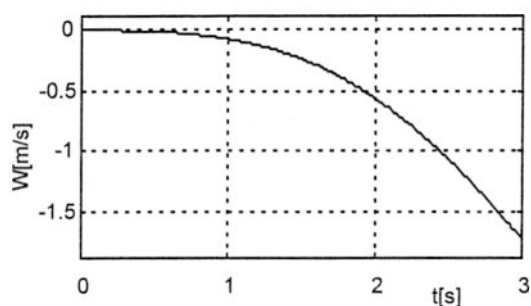
Rysunek B.102. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



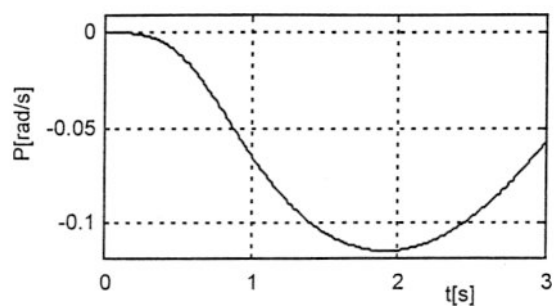
Rysunek B.103. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



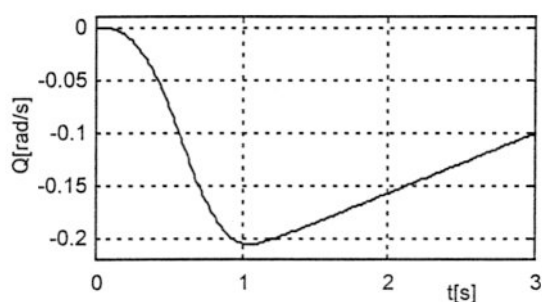
Rysunek B.104. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



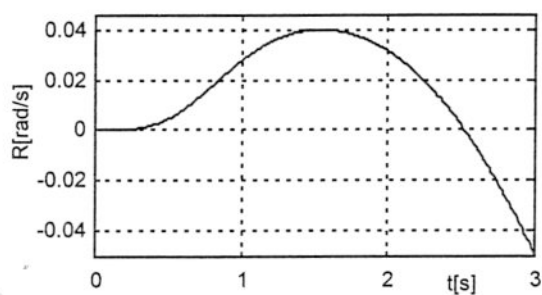
Rysunek B.105. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



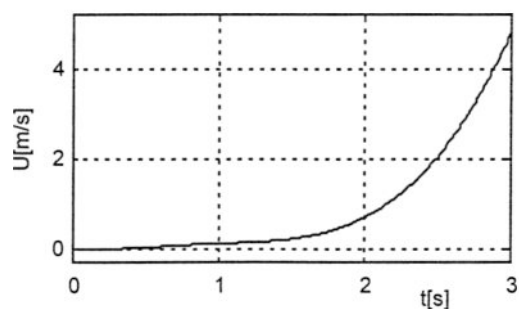
Rysunek B.106. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



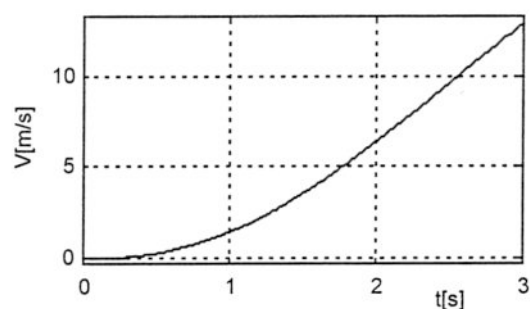
Rysunek B.107. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



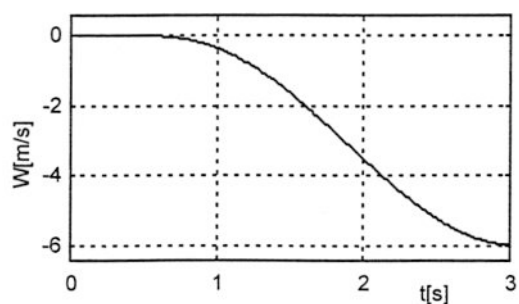
Rysunek B.108. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



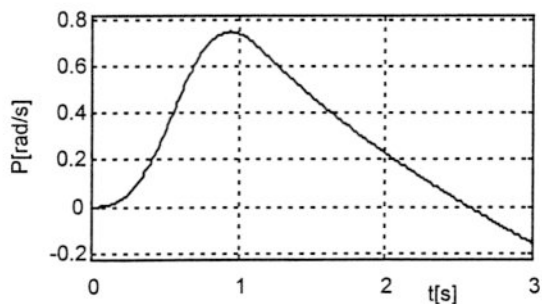
Rysunek B.109. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



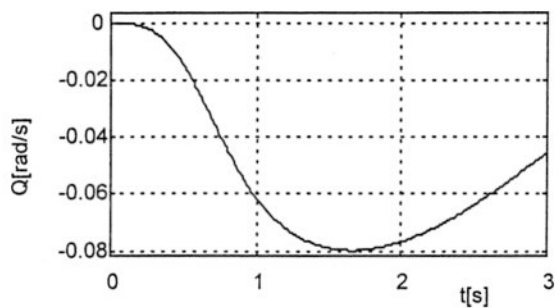
Rysunek B.110. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



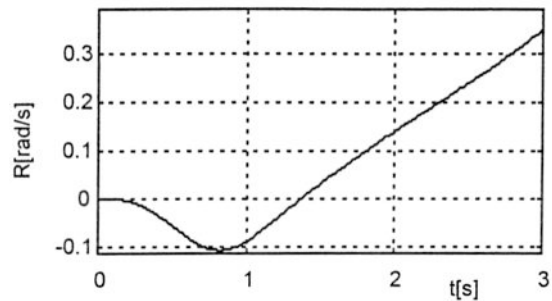
Rysunek B.111. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



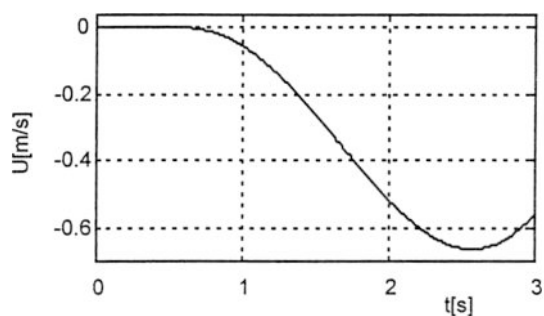
Rysunek B.112. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



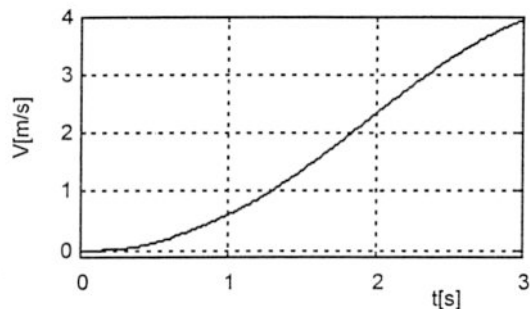
Rysunek B.113. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



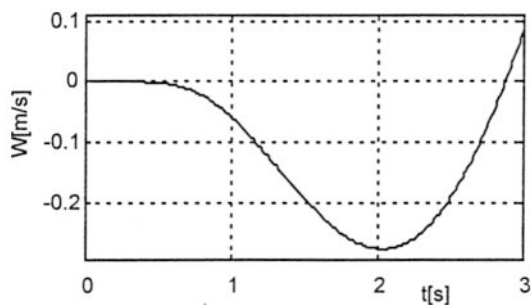
Rysunek B.114. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



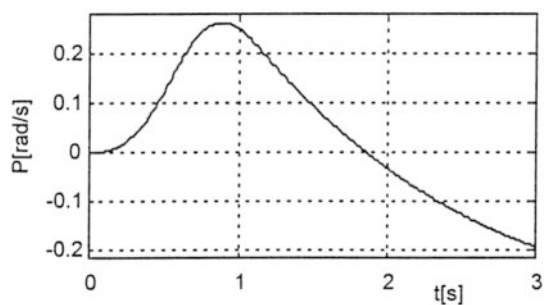
Rysunek B.115. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



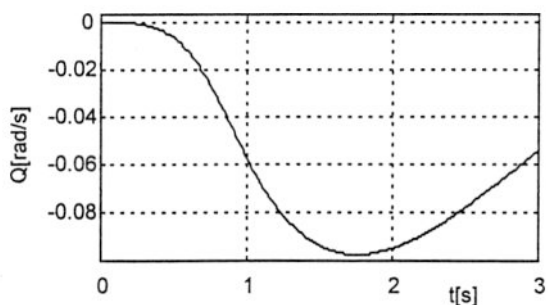
Rysunek B.116. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



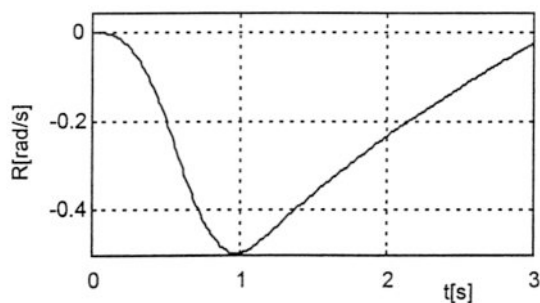
Rysunek B.117. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



Rysunek B.118. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

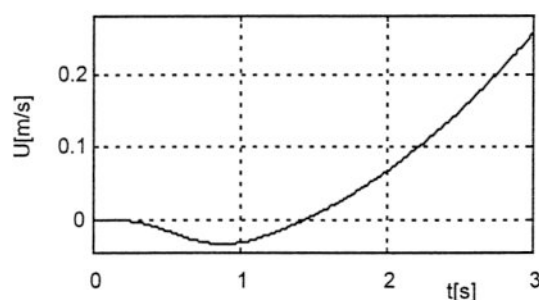


Rysunek B.119. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

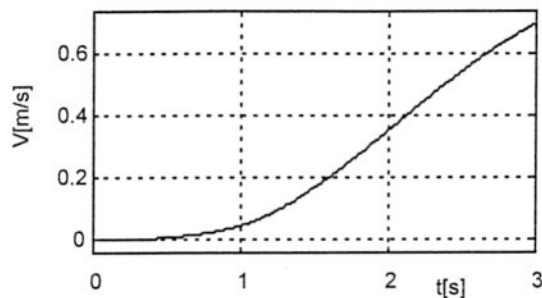


Rysunek B.120. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

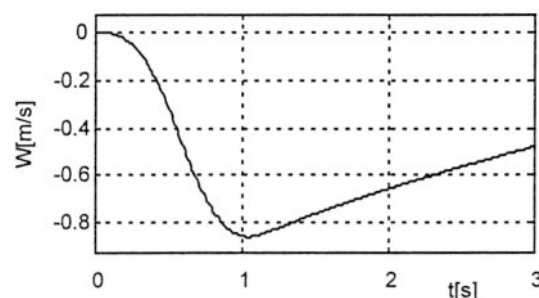
Przykładowe odpowiedzi modelu śmigłowca na impuls sterem, określony jako (pNO) – dodatni normalny.



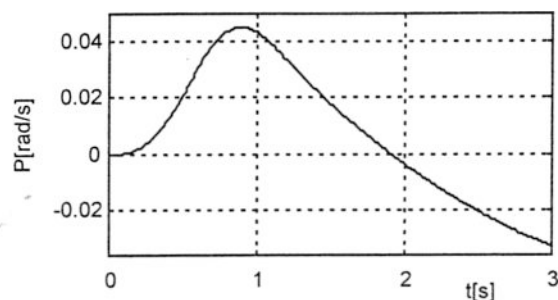
Rysunek B.121. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



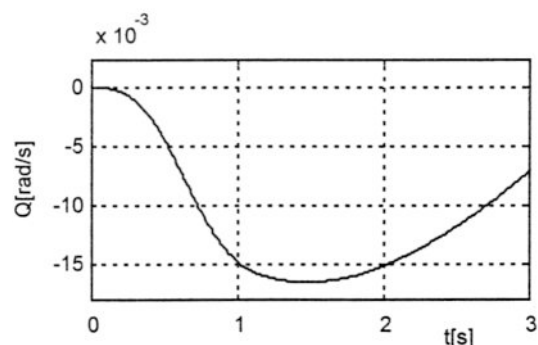
Rysunek B.122. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



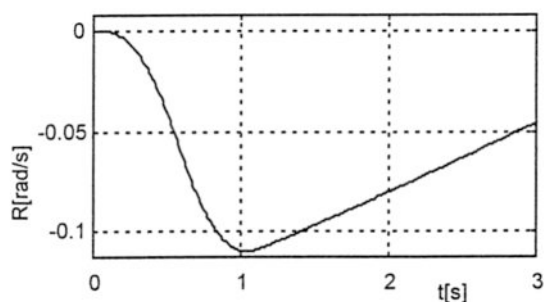
Rysunek B.123. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



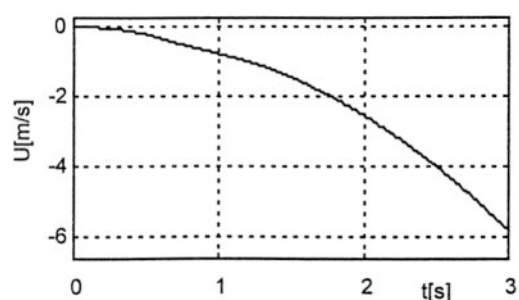
Rysunek B.124. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



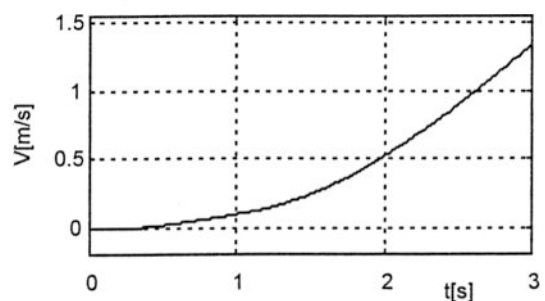
Rysunek B.125. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



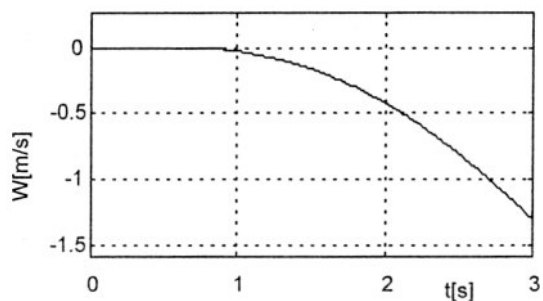
Rysunek B.126. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_0 .



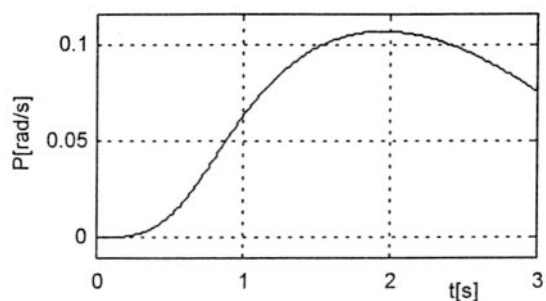
Rysunek B.127. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



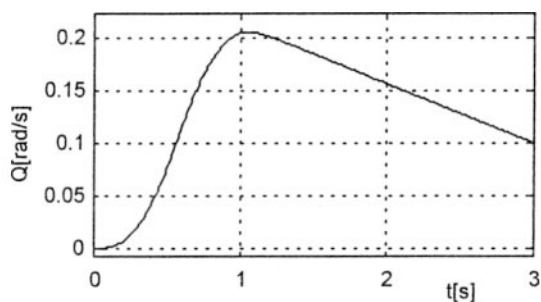
Rysunek B.128. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



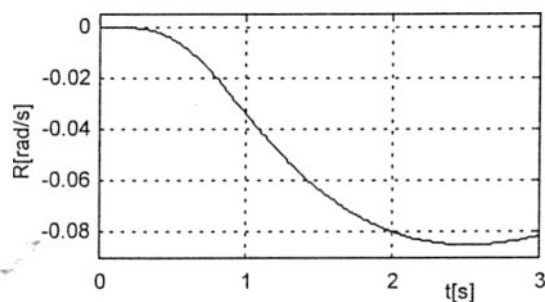
Rysunek B.129. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



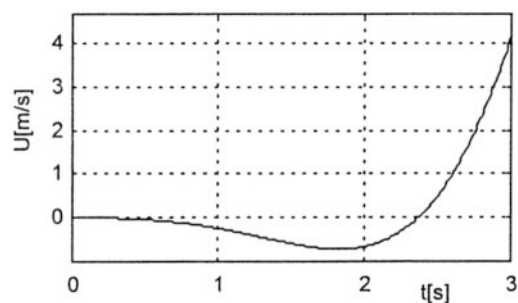
Rysunek B.130. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



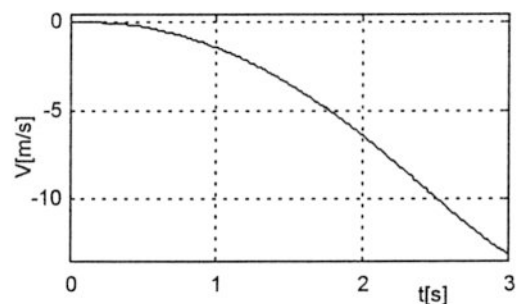
Rysunek B.131. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



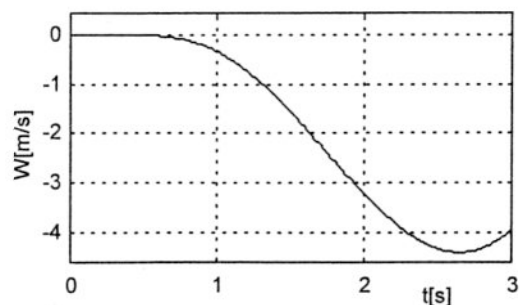
Rysunek B.132. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_1 .



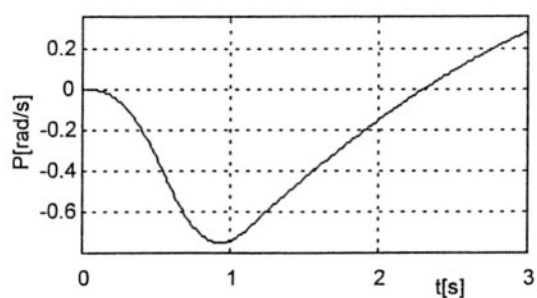
Rysunek B.133. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



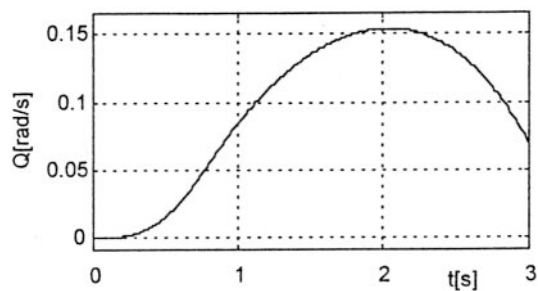
Rysunek B.134. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



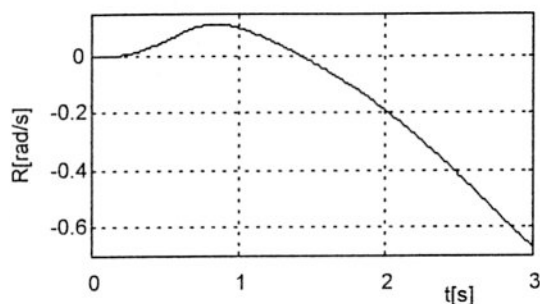
Rysunek B.135. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



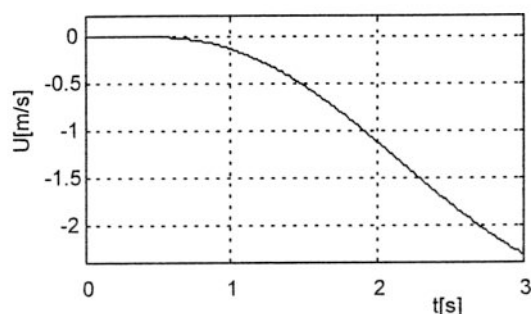
Rysunek B.136. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



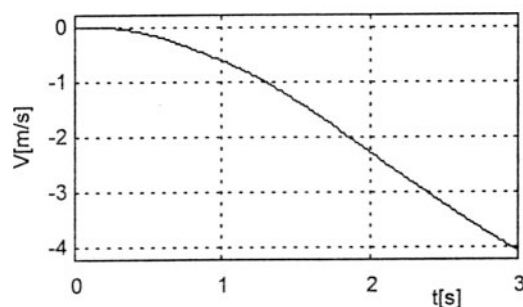
Rysunek B.137. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



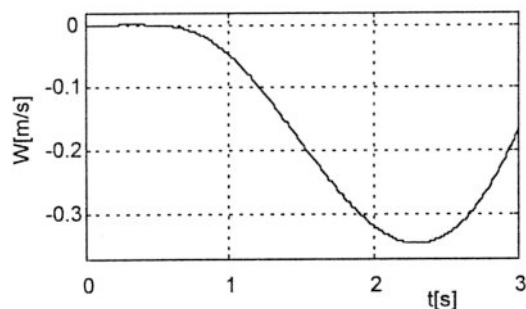
Rysunek B.138. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_2 .



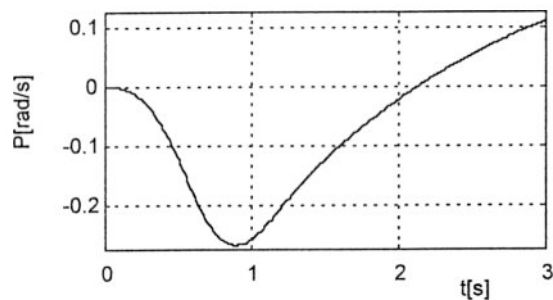
Rysunek B.139. Wykres zmiany prędkości U w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



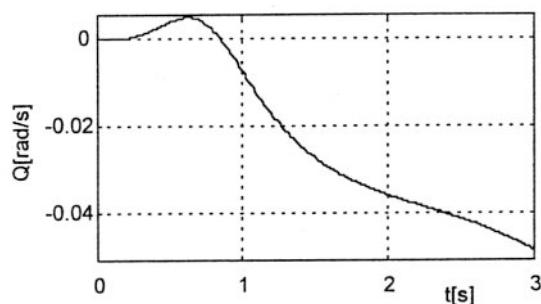
Rysunek B.140. Wykres zmiany prędkości V w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



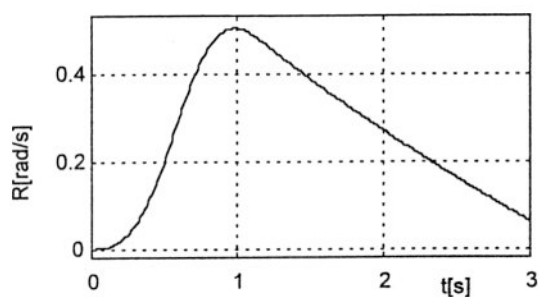
Rysunek B.141. Wykres zmiany prędkości W w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



Rysunek B.142. Wykres zmiany prędkości P w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



Rysunek B.143. Wykres zmiany prędkości Q w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .



Rysunek B.144. Wykres zmiany prędkości R w wyniku impulsu kątem sterującym Θ_{s0} .

mgr inż. Michał Lower

Instytut Cybernetyki Technicznej
Politechniki Wrocławskiej
ul Janiszewskiego 11/17
50-372 Wrocław

Niniejszy raport otrzymują:

1. OINT	1 egz.
2. Biblioteka Główna PWr.	1 egz.
3. Z-ca Dyrektora Instytutu	1 egz.
4. Promotor	1 egz.
5. Recenzenci	2 egz.
6. Zakład Automatyki i Modelowania	2 egz.
7. Autor	2 egz.
Razem: 10 egz.	

Raport wpłynął do Redakcji I-6
w grudniu 2000 r.