

Laboratorium problemowe Helikopter

Maciej Cebula
Marcin Kowalczyk
Daniel Rubak

Spis treści

| | | |
|----------|--|----------|
| 1 | Wstęp | 2 |
| 1.1 | Cel zajęć | 2 |
| 2 | Identyfikacja | 3 |
| 2.1 | Identyfikacja parametrów śmigieł. | 3 |
| 2.2 | Charakterystyka statyczna helikoptera. | 4 |
| 2.3 | Moment bezwładności | 6 |
| 2.3.1 | Oś "pitch" | 6 |

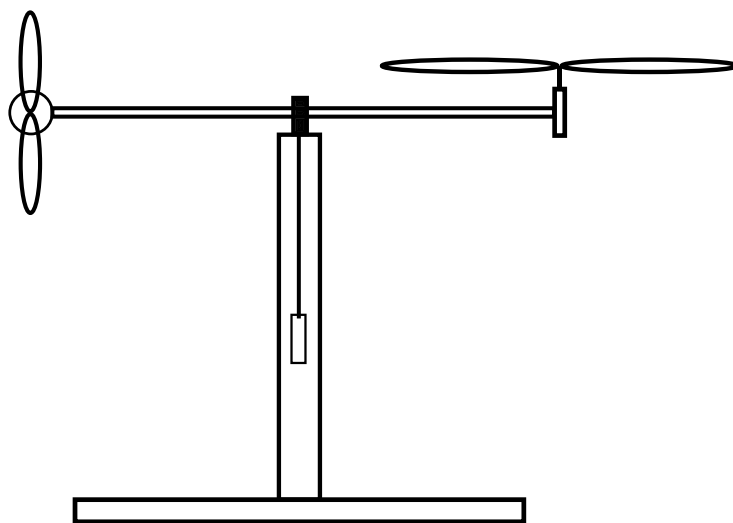
Wstęp

1.1 Cel zajęć

Celem zajęć było przygotowanie sterownika dla modelu helikoptera znajdującego się w laboratorium, którego uproszczony schemat przedstawiono na rysunku ???. Jako środowisko programowe wykorzystano aplikację MATLAB wraz z pakietem Simulink. Wykorzystanie tych narzędzi polegało na komunikacji z rzeczywistym modelem helikoptera oraz wykonaniu modelu symulacyjnego.

1.2 Obiekt sterowania

Obiektem sterowania był model helikoptera o dwóch osiach swobody, który posiadał dwa wejścia (sterowanie silnikami, które napędzały śmigła) oraz dwa wyjścia (prędkość śmigła mierzona przez tachoprądnice oraz położenie belki odczytywane z enkodera).

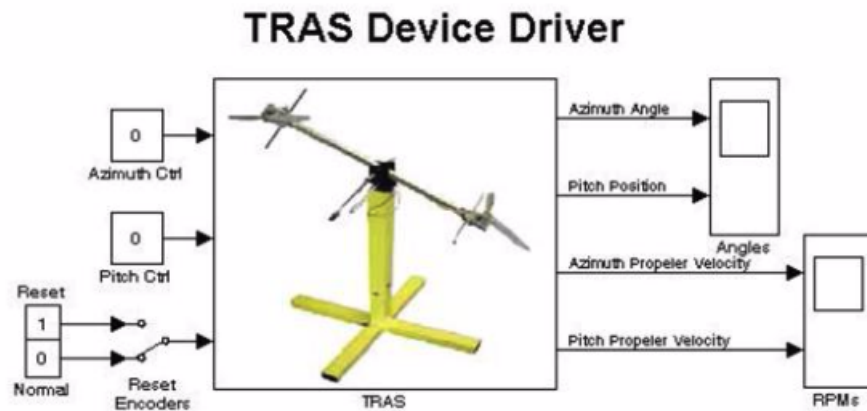


Rys. 1.1: Helikopter - schemat obiektu sterowania

Na laboratorium zaimplementowano sterownik którego zadaniem było takie manipulowanie prędkościami silników helikoptera, aby ustabilizować obiekt w wybranym punkcie pracy.

1.3 Środowisko programowe

Do implementacji sterownika wykorzystano środowisko programistyczne MATLAB/Simulink, w którego skład wchodziła biblioteka odpowiedzialna za komunikację z kartą RT-DAC4/PCI. Narzędzie to wykorzystano nie tylko do stworzenia panelu operacyjnego ale również do implementacji regulatorów, optymalizacji modelu i doboru odpowiednich nastaw. Panel operacyjny sterownika przedstawiono na rysunku ??.

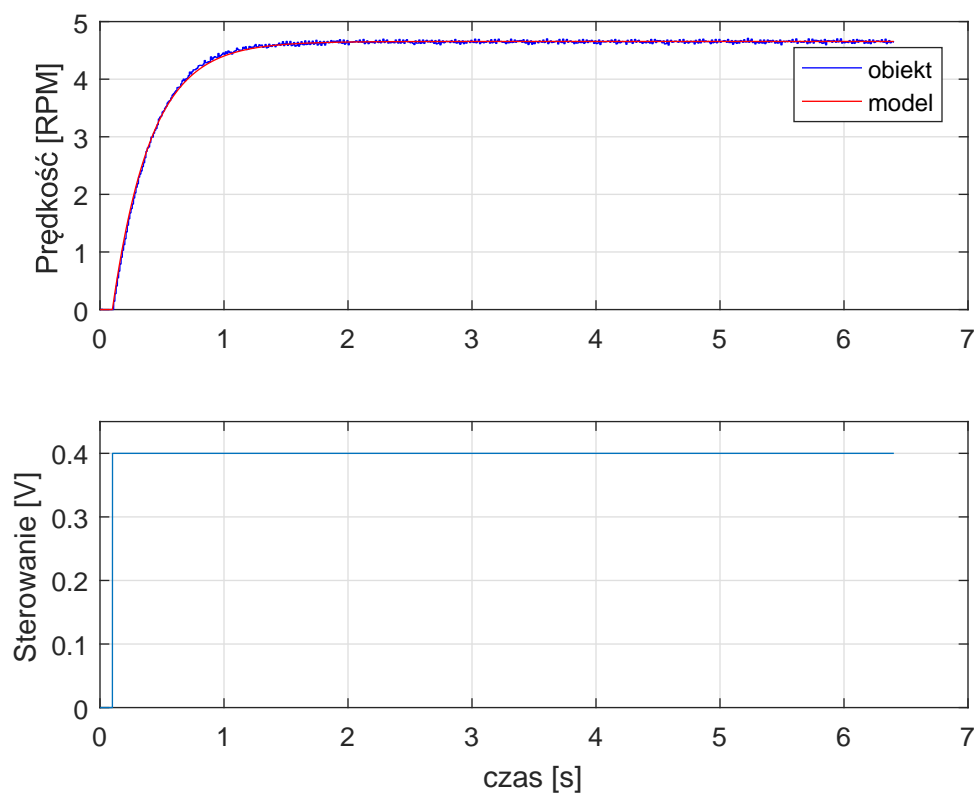


Rys. 1.2: Panel operacyjny sterownika

Identyfikacja

2.1 Identyfikacja parametrów śmigieł.

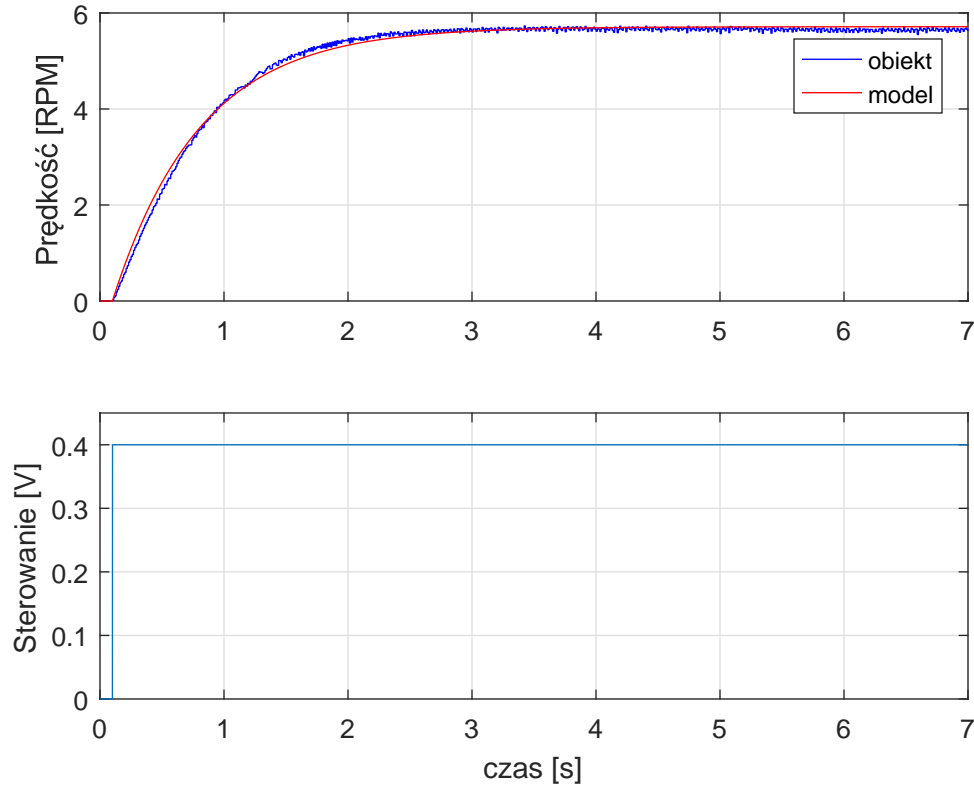
W celu wyznaczenia dynamiki śmigieł helikoptera odpowiedzialnych za ruch odpowiednio względem osi pionowej - Pitch jak i poziomej - Azimuth, przeanalizowano odpowiedzi obiektu na wymuszenie w postaci skoku jednostkowego. Zmiana prędkości obrotowej każdego ze śmigieł, w reakcji na skokową zmianę napięcia zasilania, posłużyła do wyznaczenia parametrów transmitancji. Na bazie przeprowadzonych doświadczeń przyjęto, że każde ze śmigieł jest obiektem inercyjnym pierwszego rzędu w sytuacji gdy sygnałem wejściowym jest napięcie zasilania, a wyjściowym prędkość obrotowa. Do wyznaczenia parametrów tak przyjętego modelu wykorzystano metodę najmniejszych kwadratów.



Rys. 2.1: Charakterystyka śmigła oś pozioma.

W przypadku osi poziomej model śmigła opisany jest następującą transmitancją:

$$G(s) = \frac{K}{Ts + 1} = \frac{11.63}{0.31s + 1} \quad (2.1)$$



Rys. 2.2: Charakterystyka śmigła oś pionowa.

Natomiast dla osi pionowej :

$$G(s) = \frac{K}{Ts + 1} = \frac{14.28}{0.71s + 1} \quad (2.2)$$

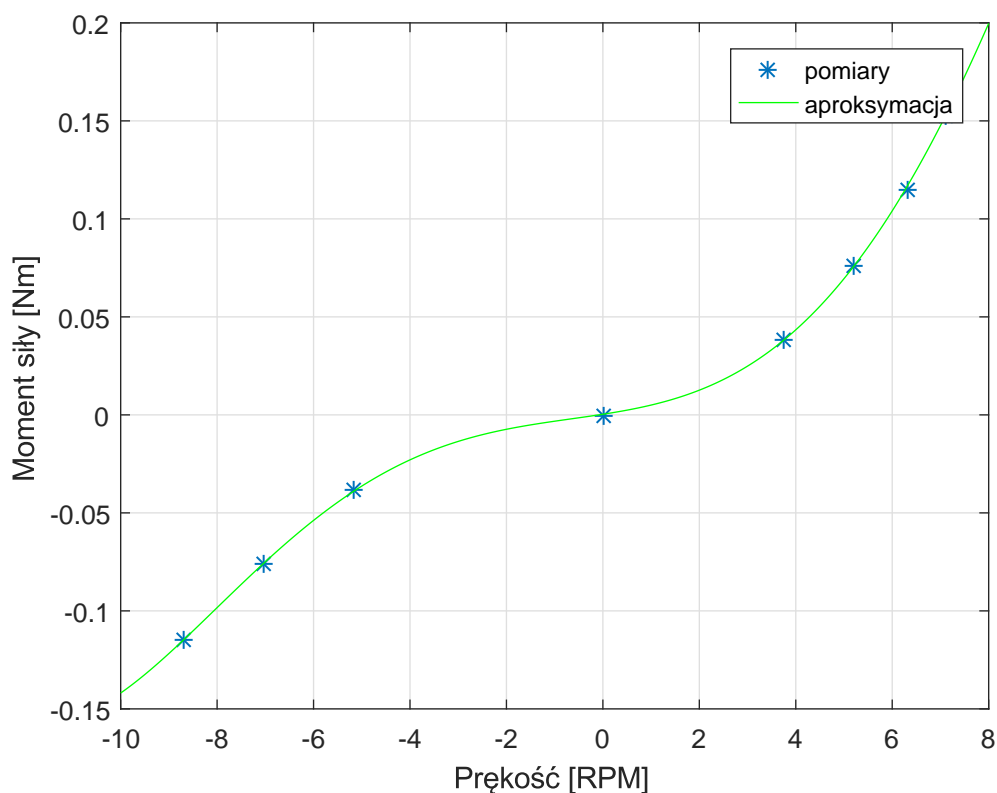
2.2 Charakterystyka statyczna helikoptera.

Do wyznaczenia zależności generowanego momentu siły przez śmigło odpowiedzialne za ruch wzdłuż osi pionowej przeprowadzono eksperyment polegający na doczepianiu ciężarków o różnej masie z drugiej strony helikoptera i równoważeniu tak powstałego momentu siły przez odpowiednie dobranie prędkości obrotowej. W tabeli 2.1 podano otrzymane dane. Na podstawie zależności momentu siły od prędkości wyznaczono wielomian aproksymujący rzędu trzeciego opisanego zależnością :

$$M(v) = -0.0002v^3 - 0.0009v^2 - 0.0061v + 0.1571 \quad (2.3)$$

Tabela 2.1: Porównanie poszczególnych regulatorów LQR.

| Masa [g] | Prędkość [RPM] | Wsp. PWM [%] | Moment siły [Nm] |
|----------|----------------|--------------|------------------|
| 0 | 7.1 | 63 | 0.1530 |
| 15 | 6.3 | 51 | 0.1148 |
| 30 | 5.2 | 37 | 0.0765 |
| 45 | 3.75 | 32 | 0.0383 |
| 60 | 0 | 0 | 0 |
| 75 | -5.15 | -33 | -0.0383 |
| 90 | -7.05 | -57 | -0.0765 |
| 105 | -8.7 | -85 | -0.1148 |

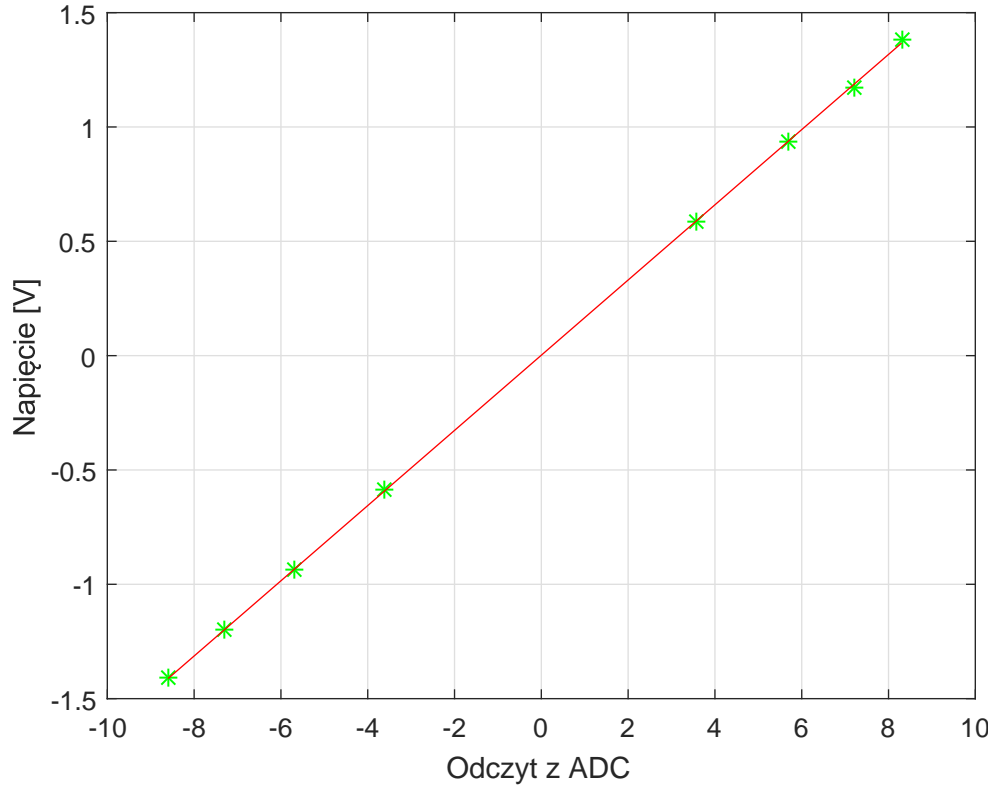


Rys. 2.3: Charakterystyka statyczna śmigła oś pionowa.

Chcąc znaleźć zależność pomiędzy wartościami odczytywanymi z tachoprądnicy a rzeczywistą prędkością obrotową śmigła sporządzono charakterystykę statyczną napięcia na tachoprądnicy od jej sygnału wyjściowego. Z racji na liniową zależność, otrzymane dane pomiarowe aproksymowano funkcją liniową w postaci:

$$U(x) = 0.164 \cdot x + 0.0019 \quad (2.4)$$

Dane pomiarowe z wyznaczoną funkcją aproksymującą zaprezentowane są na rysunku 2.4. Finalnie otrzymano następującą zależność na prędkość obrotową wirnika:



Rys. 2.4: Skalowanie prędkości obrotowej śmigła.

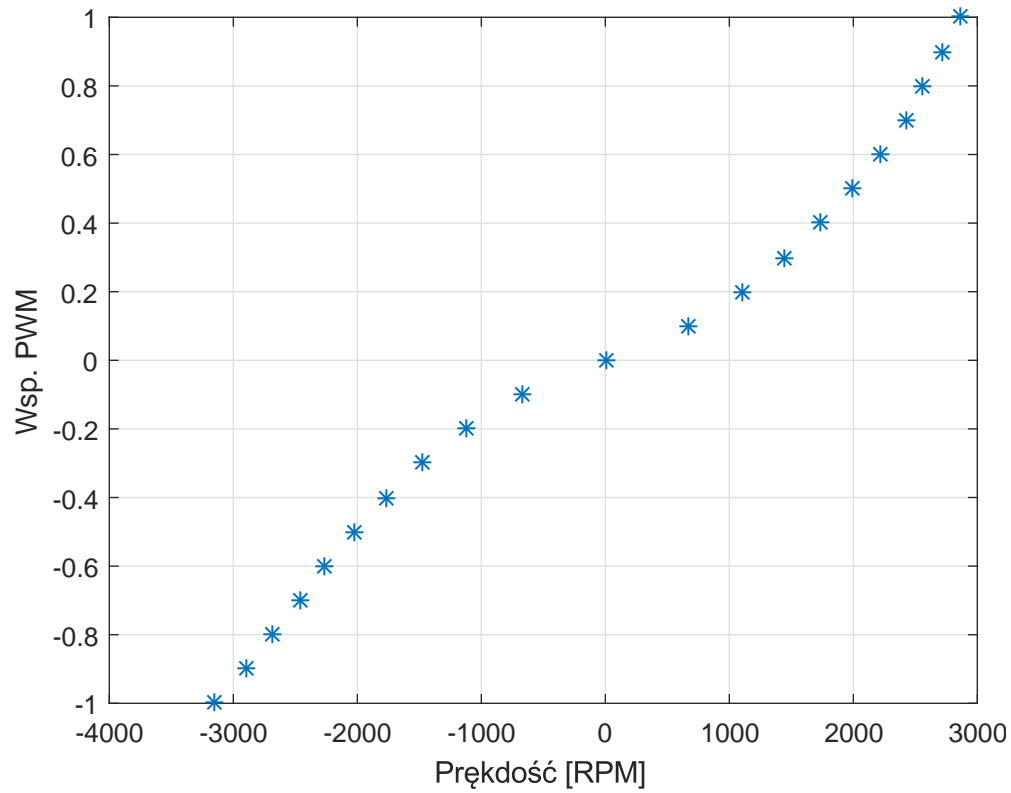
$$RPM = (0.164 \cdot x + 0.0019) * \frac{1}{0.52} \quad (2.5)$$

2.3 Moment bezwładności

2.3.1 Oś "pitch"

W celu wyznaczenia momentu bezwładności helikoptera względem punktu podporu przyjęto oscylacyjny model obiektu. W celu wyznaczenia parametrów opisujących dynamikę, przeprowadzono eksperyment polegający na rejestracji gasnących oscylacji układu po wychyleniu go z położenia równowagi o zadany kąt. Następnie na podstawie zarejestrowanych danych i funkcji *lsqnonlin* dobrano parametry równania 2.6 minimalizując kwadrat różnicy pomiędzy odpowiedzią obiektu i modelu. Na rysunku 2.6 przedstawiono porównanie odpowiedzi obiektu i modelu.

$$Ku(t) = \frac{d^2\alpha(t)}{dt^2} + 2\xi \cdot \omega \cdot \frac{d\alpha(t)}{dt} + \alpha(t) \cdot \omega^2 \quad (2.6)$$



Rys. 2.5: Zależność pomiędzy współczynnikiem wypełnienia PWM i prędkością obrotową.

Na drodze optymalizacji otrzymano następujące wartości parametrów:

$$K = 1$$

$$\xi = 0.013$$

$$\omega = 2.2247$$

Moment bezwładności helikoptera wyznaczono z zależności pomiędzy momentem bezwładności wahadła fizycznego, a okresem drgań równanie 2.7.

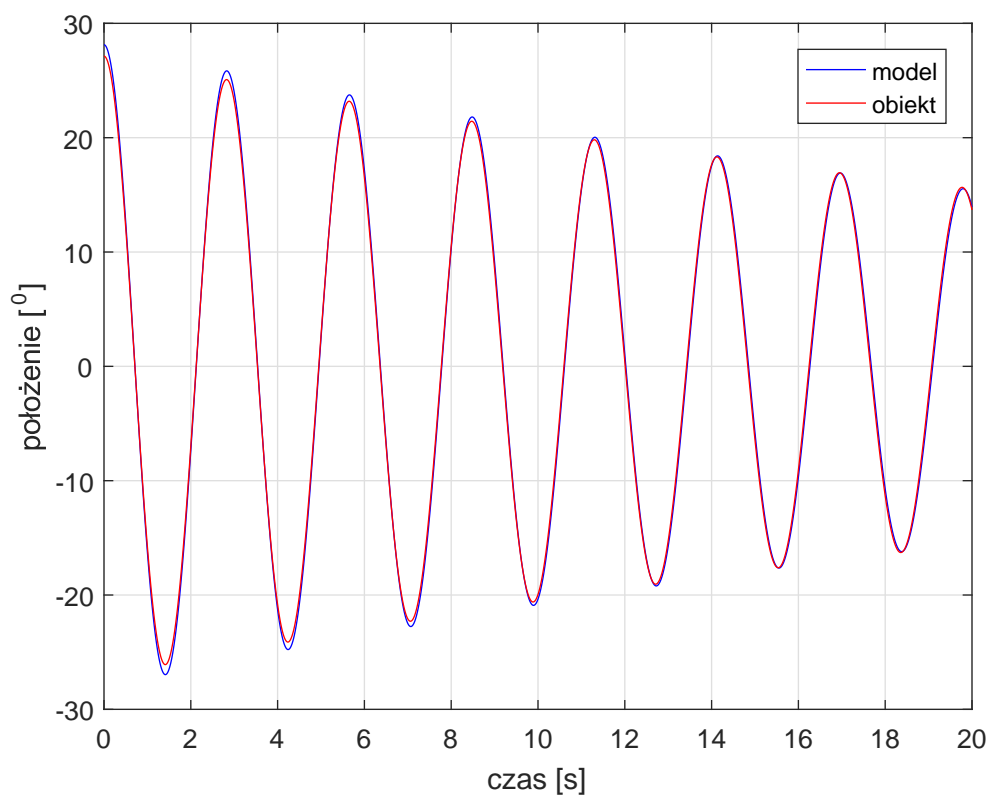
$$J = \left(\frac{T}{2\pi}\right)^2 \quad (2.7)$$

gdzie:

J - moment bezwładności

$T = \frac{2\pi}{\omega}$ - okres drgań własnych

W efekcie końcowym wartości momentu bezwładności wynosi $J = 0.202 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$.



Rys. 2.6: Porównanie odpowiedzi obiektu i modelu.

Bibliografia