

Analisa Kestabilan Sistem Kontrol Quadrotor ketika Membawa Beban pada *Gripper*

Joga D Setiawan, Mochammad Ariyanto, Munadi

¹*Control Systems and Robotics Laboratory*

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Diponegoro University, Semarang, Indonesia

²*Computation Laboratory*

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Diponegoro University, Semarang, Indonesia

*Corresponding author: jdharmas@yahoo.com¹

Abstrak

Dalam paper ini, quadrotor yang dilengkapi dengan pencekam (*gripper*) digunakan sebagai *aerial robot*. Sebelum menerapkan sistem control dalam uji terbang, akan sangat menguntungkan jika tingkah laku dari quadrotor saat membawa beban dengan massa yang berbeda-beda dapat dipelajari. Paper ini berhubungan dengan pengembangan model dinamika nonlinear quadrotor yang dilengkapi *gripper* saat membawa beban dengan massa yang berbeda-beda. Sistem kontrol yang diusulkan adalah *Proportional Derivative (PD) control* yang digunakan untuk mempertahankan quadrotor ketika membawa beban pada kondisi terbang *hover*. Efek dari perubahan massa dan inersia quadrotor saat membawa beban dan respon terhadap perintah *doublet* akan dievaluasi dalam simulasi. Hasilnya menunjukkan bahwa kontrol PD dapat menstabilkan quadrotor pada kondisi terbang *hover*. Semakin besar massa beban, semakin besar *steady state error* dan osilasinya.

Kata kunci: quadrotor, beban, kontrol PD, *gripper*

Pendahuluan

Saat ini penelitian tentang *aerial grasping* maupun *aerial robot* (robot terbang) semakin bertambah banyak. Pada umumnya wahana terbang yang digunakan adalah jenis *Vertical Take-Off Landing (VTOL)* seperti helikopter konvensional yang menggunakan satu buah rotor utama atau quadrotor yang menggunakan empat buah rotor. Quadrotor mempunyai gaya angkat yang lebih besar daripada konvensional helikopter, tetapi membutuhkan konsumsi energi yang lebih besar.

Penggunaan wahana terbang jenis *Vertical Take-Off Landing (VTOL)* seperti helikopter dan quadrotor untuk *aerial grasping* atau *aerial object interaction* sangat menantang. Kesulitan berasal dari *ground effect* saat mengangkat beban di tanah, gaya angkat yang dibutuhkan saat terbang (*laden flight*), gaya kontak/penggengaman yang dibutuhkan *gripper*, orientasi, bentuk, dan massa beban, serta *gripper mounting*.

Universitas Yale, Amerika Serikat (Paul E. I. Pounds, 2011) telah mengembangkan helikopter skala kecil yang digunakan untuk mengangkat berbagai bentuk, orientasi, dan massa beban yang cukup ringan. Helikopter tersebut dipasang sebuah kamera yang menghadap ke *gripper*.

Universitas Pennsylvania, Amerika Serikat (Mellinger D, 2011) telah mengembangkan algoritma yang digunakan untuk mengendalikan quadrotor yang dilengkapi *gripper* untuk mengangkat beban secara terbang berkelompok.

Dalam penelitian ini, di Laboratorium Sistem Kontrol dan Robotika, Universitas Diponegoro telah membuat sebuah *prototype* quadrotor yang dilengkapi dengan *gripper*, seperti yang ditunjukkan oleh gambar 1. Quadrotor tersebut akan dilengkapi dengan dua buah *wireless* kamera, satu kamera untuk navigasi dan sisanya untuk *aerial grasping* atau *aerial object interaction*.

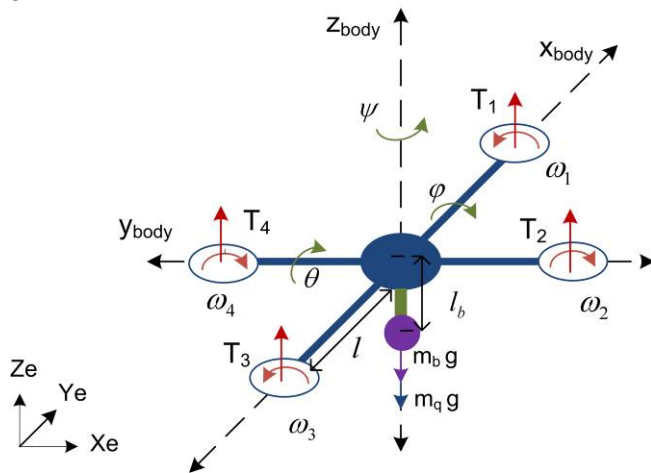
Studi tentang dinamika quadrotor saat terbang dengan membawa beban sangat penting untuk dilakukan. Model dinamika nonlinear quadrotor saat terbang membawa beban akan dikembangkan untuk merepresentasikan dinamika geraknya. Pengujian performa sistem kontrol terhadap perubahan massa dan inersia dapat dilakukan dalam simulasi sebelum diimplementasikan kedalam quadrotor yang sesungguhnya.



Gambar 1 Quadrotor yang dilengkapi dengan gripper

Model Nonlinear Quadrotor dengan Beban

Pada bagian ini akan dibahas pemodelan dinamika quadrotor yang dilengkapi gripper dengan membawa beban pada saat kondisi terbang hover. Pada quadrotor terdapat dua koordinat yaitu koordinat badan/body quadrotor dan koordinat tetap di bumi (inertial frame). Keempat vektor komponen thrust propellernya selalu pada arah z positif pada koordinat bodi quadrotor, gaya berat yang diakibatkan oleh massa quadrotor dan massa beban yang diangkat selalu pada arah Z negatif koordinat tetap di bumi seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.



Gambar 2 Sistem koordinat pada quadrotor

Pada pemodelan nonlinear quadrotor pada saat membawa beban, digunakan asumsi/penyederhanaan sebagai berikut:

- Beban dianggap sebagai pusat massa yang terletak pada sumbu z negatif pada koordinat badan quadrotor sehingga inersia yaw (I_{zz}) dapat dianggap konstan
- Struktur quadrotor rigid dan simetris
- Pusat massa dan pusat geometri dari quadrotor bertepatan posisinya
- Propellernya rigid

- Thrust berbanding lurus dengan kuadrat kecepatan sudut propeller
- Keempat motor yang digunakan mempunyai karakteristik yang sama

Maka persamaan massa dan inersia quadrotor dan beban adalah sebagai berikut.

$$m = m_q + m_b \tag{1}$$

$$I_b = m_b \cdot l_b^2 \tag{2}$$

$$I_{xx} = I_{xxq} + I_b \tag{3}$$

$$I_{yy} = I_{yyq} + I_b \tag{4}$$

$$I_{zz} = I_{zz} \tag{5}$$

Pada gerak translasi, thrust yang dihasilkan oleh empat propeller pada koordinat badan quadrotor adalah seperti pada persamaan berikut

$$U_1 = T_1 + T_2 + T_3 + T_4$$

$$U_1 = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \tag{6}$$

Thrust yang dihasilkan oleh empat propeller selalu searah dengan sumbu z positif pada koordinat badan quadrotor, untuk merubah vektor thrust pada koordinat badan quadrotor kedalam koordinat tetap di bumi (inertial frame) digunakan matriks rotasi dengan urutan gerak yaw-pitch-roll, dimana s merupakan sin dan c merupakan cos

$$R_{\Theta} = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\theta + c\psi s\theta s\phi & s\psi c\theta + c\psi s\theta c\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\theta + s\psi s\theta s\phi & -c\psi c\theta + s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \tag{7}$$

Maka thrust total pada arah sumbu X, Y, dan Z pada koordinat tetap di bumi adalah sebagai berikut

$$\begin{bmatrix} U_{1x} \\ U_{1y} \\ U_{1z} \end{bmatrix}_{earth} = R_{\Theta} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \end{bmatrix}_{body} \tag{8}$$

$$\begin{bmatrix} U_{1x} \\ U_{1y} \\ U_{1z} \end{bmatrix}_{earth} = \begin{bmatrix} (s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi)U_1 \\ (-c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi)U_1 \\ c\theta c\phi U_1 \end{bmatrix} \tag{9}$$

Pada gerak rotasi, momen yang disebabkan oleh empat buah propeller pada sumbu x, y, dan z koordinat bodi quadrotor adalah sebagai berikut

$$\tau_{xp} = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \tag{10}$$

$$\tau_{yp} = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \tag{11}$$

$$\tau_{zp} = d(-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \tag{12}$$

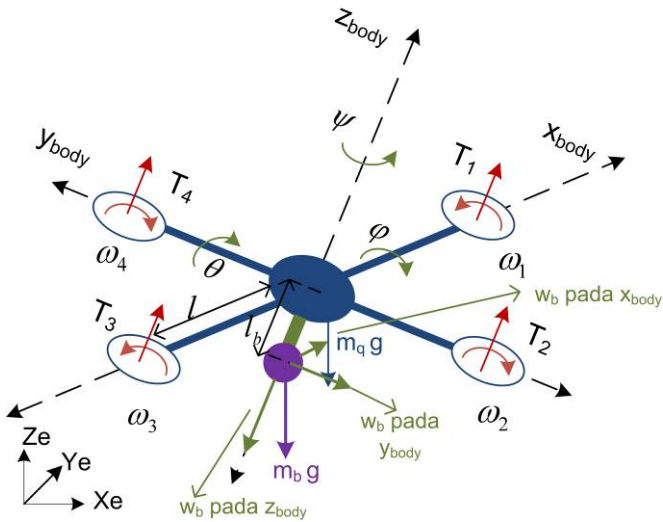
Gaya berat beban akan menimbulkan momen yang berarah roll dan pitch pada koordinat badan quadrotor

karena mempunyai lengan momen sebesar l_b jika quadrotor melakukan gerak *pitch* dan *roll*, seperti yang terlihat pada gambar 3. Untuk menguraikan vektor gaya berat beban dari koordinat tetap di bumi ke dalam koordinat badan quadrotor digunakan persamaan sebagai berikut

$$\begin{bmatrix} w_{bx} \\ w_{by} \\ w_{bz} \end{bmatrix}_{body} = R_{\Theta}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -m_b g \end{bmatrix}_{earth} \quad (13)$$

Maka momen yang dihasilkan oleh gaya berat beban pada saat quadrotor melakukan gerak *roll* dan *pitch* adalah

$$\begin{bmatrix} \tau_{bx} \\ \tau_{by} \\ \tau_{bz} \end{bmatrix}_{body} = \begin{bmatrix} -l_b m_b g c \theta s \phi \\ -l_b m_b g s \theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$



Gambar 3 Transformasi gaya berat beban pada koordinat tetap di bumi ke koordinat body quadrotor pada saat melakukan gerak *roll* dan *pitch*

Momen input pada sumbu x, y, dan z pada koordinat badan quadrotor yang dihasilkan oleh empat buah propeller dapat ditulis dalam variable U sebagai berikut

$$\begin{aligned} U_2 &= \tau_{xp} \\ U_3 &= \tau_{yp} \\ U_4 &= \tau_{zp} \end{aligned} \quad (15)$$

Persamaan gerak nonlinear quadrotor dapat ditulis seperti pada persamaan no (16)

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Y} &= (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Z} &= -g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} &= \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q \omega + \frac{U_2}{I_{XX}} + \frac{\tau_{bx}}{I_{XX}} \\ \dot{q} &= \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} pr + \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p \omega + \frac{U_3}{I_{YY}} + \frac{\tau_{by}}{I_{YY}} \\ \dot{r} &= \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} pq + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{aligned} \quad (16)$$

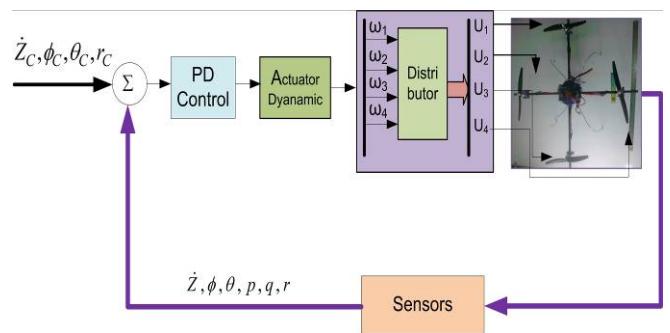
Dimana

$$\omega = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4 \quad (17)$$

Untuk pemodelan dinamika aktuator lebih detail, dapat dilihat pada referensi (Bouabdallah S, 2007), dan (Bresciani T, 2008)

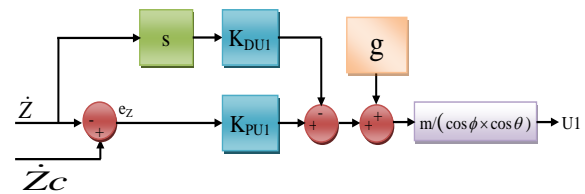
Kontrol PD

Kontrol PD digunakan untuk menstabilkan kecepatan vertical, sudut roll, sudut pitch, dan yaw rate seperti yang ditunjukkan pada gambar 4.

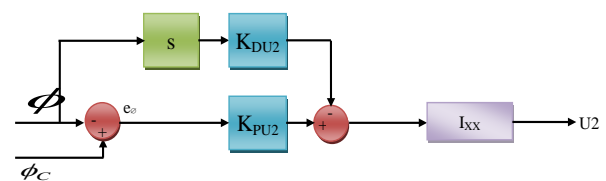


Gambar 4. Kontrol PD

Pada gambar 5 dan 6 merupakan *block diagram* yang digunakan untuk mengendalikan kecepatan vertical dan sudut roll quadrotor.

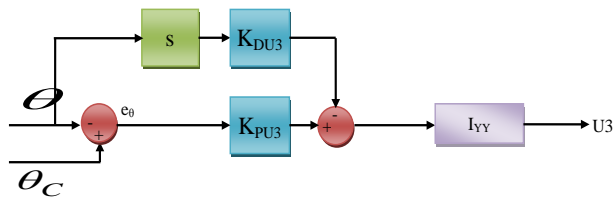


Gambar 5. Block diagram kecepatan vertical

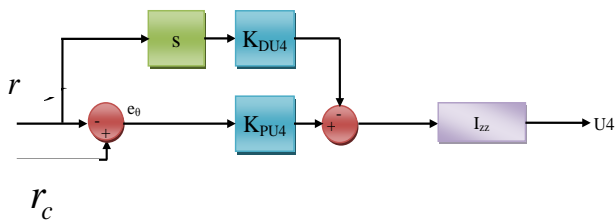


Gambar 6. Block diagram kontrol sudut roll

Pada gambar 7 dan 8 merupakan *block diagram* yang digunakan untuk mengendalikan sudut *pitch* dan *yaw rate* quadrotor.



Gambar 7. Block diagram kontrol sudut *pitch*



Gambar 8. Block diagram kontrol *yaw rate*

Setelah dilakukan *tuning* berdasarkan simulasi untuk mendapatkan harga parameter K_p dan K_d dengan kriteria yang diinginkan yaitu respon yang kecil osilasinya dengan nilai *damping ratio* sekitar 0.7 dan *time constant* sekitar 1,8 detik, maka didapat

$$\begin{aligned} K_{PU1} &= 6 ; & K_{DU1} &= 0,375 \\ K_{PU2} &= 6 ; & K_{DU2} &= 3,265 \\ K_{PU3} &= 6 ; & K_{DU3} &= 3,265 \\ K_{PU4} &= 1,8 ; & K_{DU4} &= 0,844 \end{aligned}$$

Analisa Linear Model

Untuk mengetahui karakteristik dinamika *closed loop* terhadap perubahan massa beban maka digunakan perintah ‘*linmod*’ pada MATLAB/Simulink untuk melinearkan model nonlinear menjadi model linear dalam bentuk *state space*. Model linear tersebut dilinearkan pada *steady state operating point* kondisi terbang hover pada waktu ke 5 detik, untuk mengurangi pengaruh dinamika nonlinear dari aktuator.

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

Dimana

$$x = [\dot{Z} \ \phi \ \theta \ p \ q \ r \ \psi \ \omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3 \ \omega_4 \ X \ Y \ Z \ \dot{X} \ \dot{Y}]^T$$

$$u = [\dot{Z}_c \ \phi_c \ \theta_c \ r_c]^T$$

Pada tabel 1 dan 2 merupakan nilai eigen *closed loop* untuk berbagai variasi massa beban. Tabel tersebut menunjukkan bahwa kontrol PD masih dapat membuat stabil quadrotor pada kondisi terbang *hover*. Nilai eigen yang merepresentasikan dinamika dominan menunjukkan tren bagian imajiner bertambah seiring bertambahnya beban, artinya semakin besar massa beban yang diangkat oleh quadrotor maka osilasi respon yang ditimbulkan akan semakin bertambah. Hasil analisa nilai eigen tersebut sesuai dengan hasil simulasi yang akan dibahas pada bagian

selanjutnya.

Tabel 1. Nilai eigen pada *closed loop* untuk $m_b=0$ kg dan $m_b=0.05$ kg

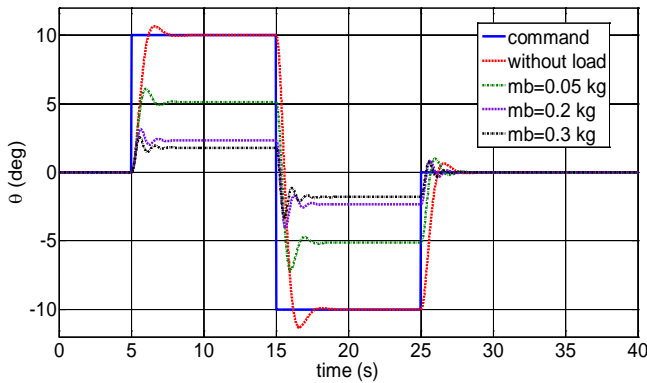
$m_b = 0\text{kg}$	$m_b = 0.05\text{ kg}$
0	0
0	0
0	0
0	0
0	0
0	0
-11.2260 + 2.9251i	-11.2815 + 2.7013i
-11.2260 - 2.9251i	-11.2815 - 2.7013i
-20.4806	-20.6036
-1.9713	-1.9594
-1.7440 + 2.0137i	-1.7015 + 3.2931i
-1.7440 - 2.0137i	-1.7015 - 3.2931i
-18.9638	-19.1599
-18.9638	-19.1599
-1.7440 + 2.0137i	-1.7015 + 3.2931i
-1.7440 - 2.0137i	-1.7015 - 3.2931i

Tabel 2. Nilai eigen pada *closed loop* untuk $m_b=0.2$ kg dan $m_b=0.3$ kg

$m_b = 0.2\text{ kg}$	$m_b = 0.3\text{ kg}$
0	0
0	0
0	0
0	0
0	0
0	0
-11.4407 + 1.8909i	-11.5413 + 1.0689i
-11.4407 - 1.8909i	-11.5413 - 1.0689i
-20.9565	-21.1797
-1.9249	-1.9029
-1.6059 + 5.1822i	-1.5589 + 5.9121i
-1.6059 - 5.1822i	-1.5589 - 5.9121i
-19.6696	-19.9648
-19.6696	-19.9648
-1.6059 + 5.1822i	-1.5589 + 5.9121i
-1.6059 - 5.1822i	-1.5589 - 5.9121i

Simulasi Nonlinear Model

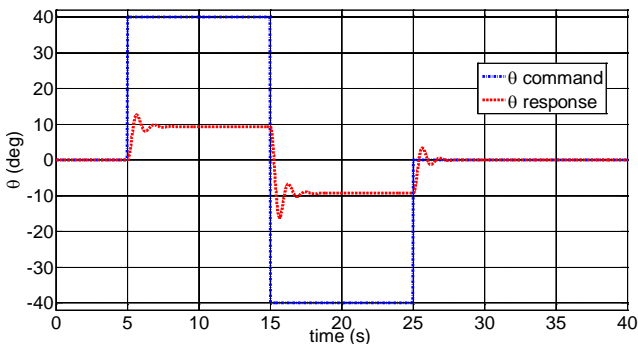
Pada bagian ini simulasi dilakukan dengan memberikan input perintah berupa sudut *pitch* dan membandingkan respon gerak sudut *pitch* untuk berbagai variasi massa beban. Hasilnya seperti yang ditunjukkan oleh gambar 9.



Gambar 9. Response gerak sudut *pitch* dengan variasi massa beban

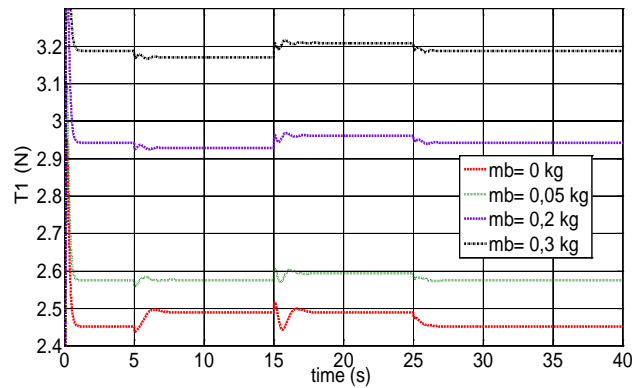
Pada gambar 9, dapat dilihat bahwa semakin besar massa beban *steady state error* yang dihasilkan akan semakin besar pula, namun control PD masih dapat menstabilkan quadrotor pada kondisi terbang *hover*. Sesuai dengan analisa nilai eigen pada *closed loop* dapat diverivikasi bahwa semakin besar massa beban maka semakin bertambah osilasi responnya.

Untuk mengatasi *steady state error* yang dihasilkan, seperti yang ditunjukkan pada gambar 9, untuk massa beban 0,2 kg maka perintah sudut *pitch* harus diperbesar 4 kali dari sudut *pitch* respon yang diinginkan, seperti pada gambar 10.

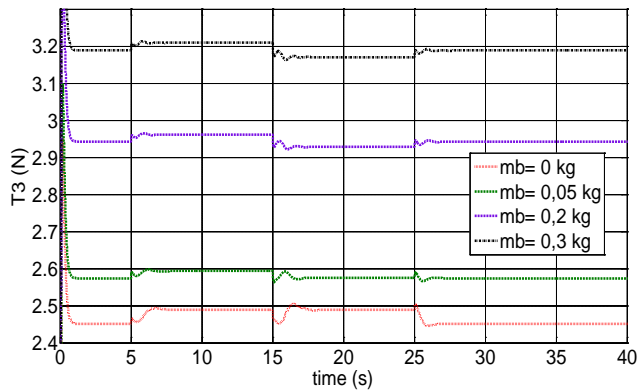


Gambar 10. Respon gerak sudut *pitch* terhadap perintah sudut *pitch*

Pada gambar 11 dan 12 menunjukkan *thrust* yang dihasilkan pada propeller kesatu/depan dan propeller ketiga/belakang, untuk tanpa beban saat perintah sudut *pitch* 10^0 dan -10^0 , nilai *steady state thrust* nya sama. Ketika ada massa beban, *steady state thrust* pada perintah 10^0 pada propeller ketiga lebih besar dari propeller kesatu, sedangkan *steady state thrust* pada perintah -10^0 pada propeller kesatu lebih besar dari propeller ketiga, hal tersebut karena digunakan untuk menahan momen yang diakibatkan oleh massa beban ketika quadrotor melakukan gerak sudut *pitch*.



Gambar 11. *Thrust* yang dihasilkan oleh propeller pertama dengan variasi massa beban



Gambar 12. *Thrust* yang dihasilkan oleh propeller ketiga dengan variasi massa beban

Kesimpulan

Berdasarkan hasil analisa nilai eigen pada sistem *closed loop* dan hasil simulasi, kontrol PD masih dapat membuat stabil quadrotor pada kondisi terbang *hover* dengan massa beban yang bervariasi antara 0.05 kg dan 0.3 kg. Semakin besar massa beban yang diangkat oleh quadrotor maka osilasi respon yang ditimbulkan akan semakin bertambah.

Ucapan Terima kasih

Penelitian ini didukung oleh Kementerian Riset dan Teknologi, Republik Indonesia, kontrak penelitian Nomor : 38.6/UN7.5/PG/2012 Insentif Riset Sinas.

Nomenklatur

- b *thrust factor* (Ns^2)
- d *drag factor* (Nms^2)
- g *gravitational constant* (ms^{-2})
- l jarak pusat propeller ke pusat massa quadrotor (m)
- l_b jarak pusat beban ke pusat massa (m)
- m massa (kg)
- p kecepatan sudut *roll* (rad/s)
- \dot{p} kecepatan sudut *roll* (rad/s^2)
- q kecepatan sudut *pitch* (rad/s)

\dot{q}	percepatan sudut <i>pitch</i> (rad/s ²)
r	kecepatan sudut <i>yaw</i> (rad/s)
\dot{r}	percepatan sudut <i>yaw</i> (rad/s ²)
w	gaya berat (n)
x	sumbu x koordinat badan quadrotor
y	sumbu y koordinat badan quadrotor
z	sumbu z koordinat badan quadrotor
I_{xx}	moment inersia <i>roll</i> (Nm)
I_{yy}	moment inersia <i>pitch</i> (Nm)
I_{zz}	moment inersia <i>yaw</i> (Nm)
J_{TP}	<i>total rotational</i> momen inersia disekitar sumbu propeller (Nms ²)
$U_{1..4}$	input gaya atau momen ke 1...4 yang disebabkan oleh propeller (N) atau (N.m)
X	sumbu x koordinat tetap (<i>inertial frame</i>)
\ddot{X}	percepatan linear quadrotor arah sumbu x koordinat tetap (m/s ²)
Y	sumbu y koordinat tetap (<i>inertial frame</i>)
\ddot{Y}	percepatan linear quadrotor arah sumbu y koordinat tetap (m/s ²)
Z	sumbu z koordinat tetap (<i>inertial frame</i>)
\ddot{Z}	percepatan linear quadrotor arah sumbu z koordinat tetap (m/s ²)

Paul E. I. Pounds, Daniel R. Bersak, and Aaron M. Dollar, (2011), Grasping From the Air: Hovering Capture and Load Stability, Proceeding of IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp. 2491-2498

Greek letters

ϕ	sudut <i>roll</i> (rad)
θ	sudut <i>pitch</i> (rad)
ψ	sudut <i>yaw</i> (rad)
ω	kecepatan sudut putar propeller (rad/s)
τ	torsi (N.m)

Subscripts

1..4	propeller ke 1..4
b	beban
body	<i>body quadrotor</i>
c	<i>command/perintah</i>
e	earth
q	<i>quadrotor</i>

Referensi

Bresciani T., Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter, Master Thesis, Lund University. 2008.

Bouabdallah S., Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying, PhD Thesis, Ecole Polytechnique Federal Lausanne, 2007.

Mellinger, D., Q Lindsey, M Shomin and V Kumar., Design, Modeling, Estimation and Control for Aerial Grasping and Manipulation, Proceeding of 2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, pp. 2668-2673, (2011),