

Penerapan Sistem Kendali PID untuk Kestabilan *Twin-Tiltrotor* dengan Metode DCM

Andi Dharmawan¹, Sani Pramudita^{*2}

¹Jurusan Ilmu Komputer dan Elektronika, FMIPA UGM, Yogyakarta

²Program Studi Elektronika dan Instrumentasi, FMIPA UGM, Yogyakarta

e-mail: [1dharmawan@ugm.ac.id](mailto:dharmawan@ugm.ac.id), [*2sani.pramudita@mail.ugm.ac.id](mailto:sani.pramudita@mail.ugm.ac.id)

Abstrak

Twin-tiltrotor merupakan salah satu jenis dari multirotor yang memiliki dua buah baling-baling sebagai penggerakannya yang terletak di sisi kanan dan kiri dan dapat digerakkan secara longitudinal. Twin-tiltrotor memiliki sistem Vertical Take Off and Landing (VTOL), sehingga dapat melakukan hovering sewaktu-waktu dan dapat terbang menyerupai model fixed wing. Penelitian ini bertujuan untuk merancang sistem kestabilan pada saat tiltrotor melakukan hovering menggunakan metode DCM dan kontrol PID.

DCM merupakan sebuah metode yang digunakan untuk mengubah data yang diperoleh dari sensor IMU (accelerometer, gyroscope, dan magnetometer) menjadi sudut yang digunakan sebagai acuan dari kestabilan terbang dari tiltrotor yang dikendalikan menggunakan algoritma PID. Hasil kendali PID akan mengendalikan tiltcopter dengan menggerakkan motor servo dan motor brushless.

Hasil pengujian menunjukkan bahwa, kestabilan terbang pada tiltrotor dipengaruhi oleh peletakan dari muatan serta letak dari titik center of gravity. Selain itu, dengan menggunakan metode DCM, hasil dari pengubahan nilai sensor menjadi sudut memiliki akurasi sebesar ± 0.11 untuk sudut roll dan ± 0.15 untuk sudut pitch. Untuk nilai PID pada sudut pitch adalah Kp 0.8, Ki 0.4, dan Kd 0.03, sedangkan untuk sudut roll adalah Kp 0.32, Ki 0.03, dan Kd 0.003.

Kata kunci—Tiltrotor, DCM, IMU.

Abstract

Twin-tiltrotor is a type of multirotor which has two propellers as propulsion located on the right and left of the body and can be moved longitudinally. Twin-tiltrotor has a Vertical Take Off and Landing system, so it can hover anytime and it can fly using fixed wing model. This study aims to design a system that can stabilize while hovering using DCM and PID control methods.

DCM is a method that transform data obtained from IMU sensor (accelerometer, gyroscope, and magnetometer) and used as a reference angle of stability of a tiltrotor controlled by PID algorithm. The results of PID will control the servo and brushless motor.

The results of this study shows that the stability of the tiltrotor influenced by the position of the load and center of gravity. Beside that, by using the DCM, the result of conversion of sensor data into an angle, has an accuracy ± 0.11 for roll angle and ± 0.15 for pitch angle. PID value of pitch is Kp 0.8, Ki 0.4, and Kd 0.03, while roll angle is Kp 0.32, Ki 0.03, and Kd 0.003.

Keywords—Tiltrotor, DCM, IMU

1. PENDAHULUAN

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau pesawat tanpa awak, akhir-akhir ini menjadi sebuah tren baru pada bidang militer maupun non militer. UAV merupakan pesawat tanpa awak yang dapat dikendalikan dari jarak jauh sehingga tidak membutuhkan pilot untuk menerbangkannya. UAV memiliki berbagai jenis seperti dari *fixed wing*, *multicopter*, helicopter, dan lain-lain. Untuk *multicopter* contohnya, *quadcopter* yang memiliki 4 baling-baling, *tricopter* dengan 3 baling-baling, serta *bicopter/twincopter* yang memiliki 4 baling-baling.

UAV pada awalnya dikembangkan untuk keperluan militer seperti memata-matai daerah konflik, tapi kini penggunaan UAV sendiri sudah banyak dimanfaatkan untuk bidang selain militer seperti, pencarian dan penyelamatan korban bencana alam, mendeteksi aktivitas gunung berapi, dan masih banyak penggunaan UAV yang lainnya. Dengan bentuk fisik yang dapat dibuat kecil dan fleksibel, UAV dapat dimanfaatkan di daerah yang sulit dijangkau oleh manusia.

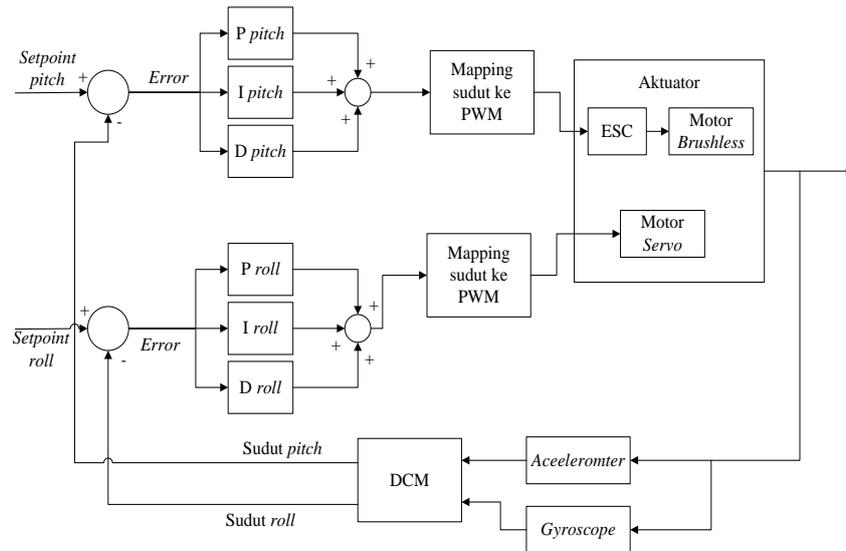
Tilt-twin copter merupakan salah satu jenis *multicopter* yang sedang dikembangkan akhir-akhir ini yang memiliki dua buah baling-baling sebagai penggerakannya. Baling-baling tersebut terletak disamping kanan dan kiri dari badan pesawat dan baling-baling ini dapat digerakkan secara longitudinal. *Twincopter* memiliki sistem *Vertical Take Off and Landing* (VTOL), sehingga tidak membutuhkan landasan pacu yang panjang untuk mengudara dan karena baling-baling dapat digerakkan secara longitudinal, maka *twincopter* dapat melakukan *hovering* sewaktu-waktu, selain itu juga *twincopter* memiliki jarak tempuh dan kecepatan yang dapat melebihi *quadcopter* karena baling-baling yang dapat diubah sehingga menyerupai model *fixed wing* [1].

Pada penelitian sebelumnya sistem kendali yang sudah digunakan adalah metode *backstepping* [2]. Selain itu juga sistem kendali penerbangan yang dapat digunakan pada *tiltrotor* salah satunya sistem kendali *on/off*. Pada penerapannya, sistem kendali *on/off* ini masih belum mampu menstabilkan *tiltrotor* dengan baik. Oleh karena itu, pada penelitian ini akan digunakan sistem kendali penerbangan menggunakan kendali PID agar lebih optimal.

2. METODE PENELITIAN

2.1. Rancangan Sistem Secara Keseluruhan

Sistem ini menggunakan sensor orientasi IMU untuk membaca sudut orientasi yang terbentuk antara sumbu bumi dengan sumbu pesawat, selanjutnya data dari sensor IMU masuk ke dalam arduino untuk diolah. Pada arduino, data-data yang didapatkan dari sensor akan diubah kedalam bentuk sudut *roll* dan *pitch* dengan menggunakan metode *sensor fusion Direct Cosine Matrix* (DCM). Hasil dari proses DCM menghasilkan sudut orientasi yaitu sudut *roll* dan sudut *pitch*. Sudut tersebut akan dibandingkan dengan nilai *setpoint* yang telah ditentukan. Dalam penelitian ini *setpoint* yang diberikan adalah sudut 0° untuk masing-masing sudut yang akan menghasilkan nilai *error*. Nilai *error* tersebut akan diolah dengan metode PID dan hasil dari PID akan diubah menjadi PWM yang akan menggerakkan aktuator *tiltrotor* akan *hovering* menuju keadaan yang lebih seimbang. Hal tersebut dapat dilihat pada Gambar 1.

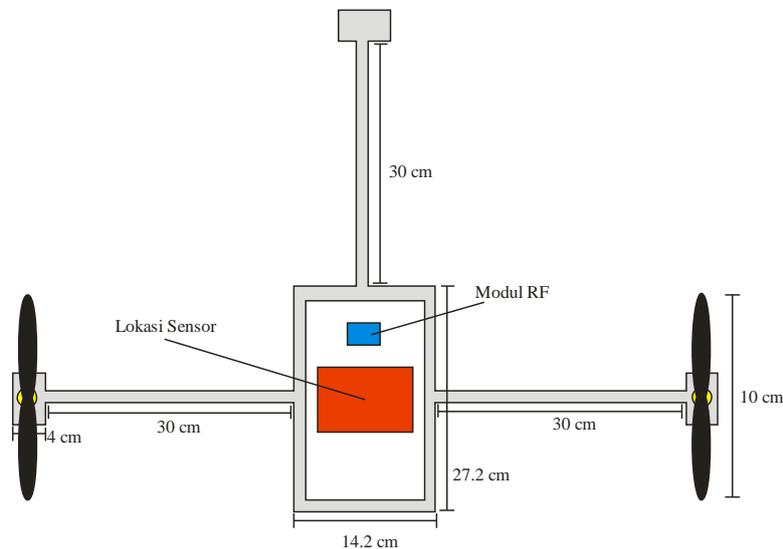


Gambar 1 Diagram blok rancangan sistem

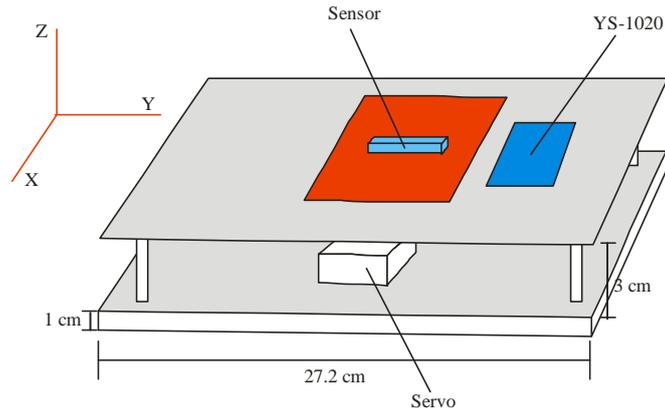
2.2. Rancangan Perangkat Keras pada Twin-Tiltrotor

Badan utama *tiltrotor* memiliki dua tingkat dengan ketinggian. Tingkat bawah dari *tiltrotor* digunakan untuk meletakkan dua buah motor servo yang langsung terhubung dengan bagian sayap, sedangkan tingkat atas digunakan untuk meletakkan bagian elektronik, sensor, serta modul YS-1020.

Bagian sayap pesawat memiliki ukuran panjang 30 cm dan berdiameter 1 cm. Bagian sayap ini langsung terhubung ke bagian badan utama dari *tiltrotor*. Pada bagian sayap terdapat tempat untuk meletakkan motor *brushless* dengan ukuran panjang dan lebar masing-masing 4 cm. Gambar 2 dan Gambar 3 menggambarkan ukuran dari *tiltrotor* secara jelas.



Gambar 2 Rancangan *tiltrotor* tampak atas



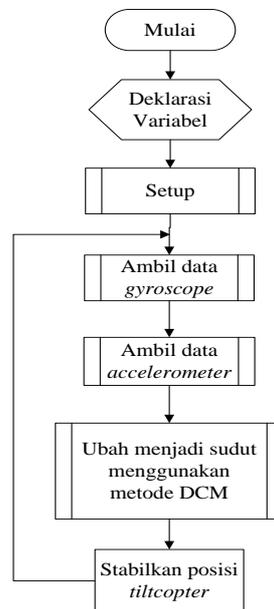
Gambar 3 Rancangan *tiltrotor* tampak samping

Peletakkan sensor IMU pada bagian atas disesuaikan dengan rancangan badan utama *tiltrotor* dengan sumbu y pada sensor menghadap ke arah bagian depan dari badan utama, sumbu x pada sensor menghadap ke arah bagian sayap *tiltrotor*, sedangkan sumbu z mengarah ke bagian bawah badan utama.

2.3. Perancangan Perangkat Lunak

Perangkat lunak yang ditanamkan pada arduino berfungsi untuk mengakses sensor serta memberikan algoritma untuk mengolah masukan tersebut sebagai keluaran dari sistem *tiltrotor* ini. Pemrograman dilakukan dengan bahasa pemrograman C++. Pemrograman dilakukan menggunakan arduino IDE.

Fungsi utama dari arduino tersebut adalah mengolah data dari sensor dan menjaga agar *tiltrotor* dapat *hovering* dengan stabil. Gambar 4 merupakan diagram alir program pada *tiltrotor*.



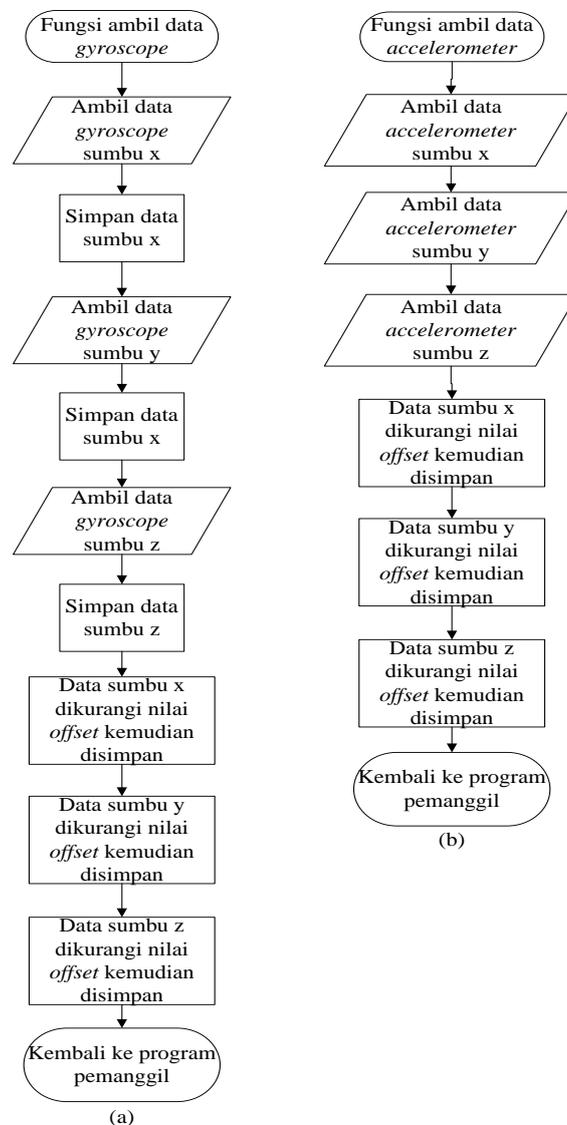
Gambar 4 Diagram alir program utama

Program dimulai dengan deklarasi variabel- variabel yang digunakan serta pengambilan *library* yang dibutuhkan. Setelah semuanya dideklarasikan, program akan berlanjut ke fungsi setup yang merupakan fungsi untuk melakukan penyettingan awal dari *tiltcopter*.

Setelah fungsi setup dijalankan, program akan masuk ke dalam *looping* program dengan membaca data dari sensor *accelerometer* dan *gyroscope*. Data yang dihasilkan oleh sensor-sensor tersebut akan diolah oleh arduino UNO untuk mengendalikan motor *brushless* dan motor *servo* pada *tiltrotor* agar dapat terbang dengan lebih seimbang.

2.3.1. Pembacaan Sensor Orientasi

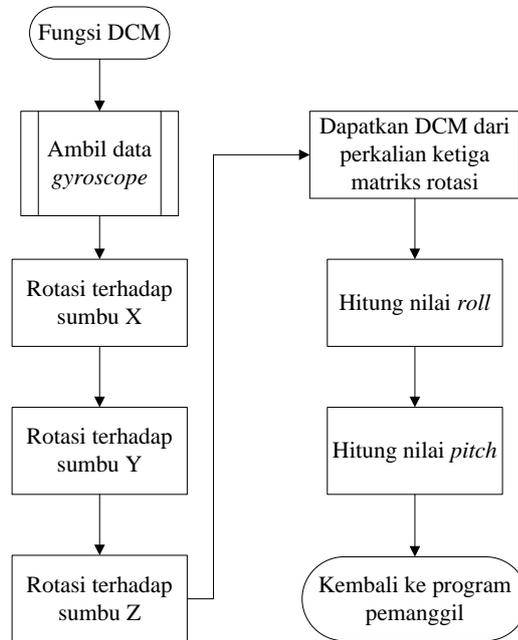
Data dari masing-masing sensor diolah untuk mendapatkan sudut *roll* dan *pitch*. Pengolahan data sensor tersebut menggunakan sensor IMU 10 DOF, tetapi pada pengaplikasiannya hanya digunakan *accelerometer* dan *gyroscope*. Setiap sensor memberikan 3 buah data yang merupakan sumbu dari sensor tersebut. Data dari masing-masing sensor diolah untuk mendapatkan sudut *roll* dan *pitch* [3] seperti pada Gambar 5(a) untuk sensor untuk sensor *gyroscope* dan Gambar 5(b) untuk sensor *accelerometer*. Pengolahan data sensor menjadi sudut *roll* dan *pitch* menggunakan metode *Direct Cosine Matrix* (DCM) [4].



Gambar 5 Diagram alir pembacaan sensor (a) sensor *gyroscope* (b) sensor *accelerometer*

2.3.2. Direct Cosine Matrix (DCM)

Untuk mendapatkan nilai sudut *roll* dan *pitch*, nilai-nilai dari sensor *accelerometer* dan *gyroscope* harus digabungkan menggunakan metode *direct cosine matrix*. Metode ini membaca nilai dari sensor *gyroscope*, kemudian nilai tersebut dirotasi sebanyak tiga kali sesuai dengan sumbu sensor seperti pada Gambar 6.



Gambar 6 Diagram alir DCM

Nilai-nilai tersebut akan diubah kedalam bentuk matrix sesuai dengan persamaan (1).

$$R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}, R_y = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}, R_z = \begin{bmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

Dari persamaan (1) diatas, kemudian matriks-matriks tersebut dikalikan sehingga menghasilkan matriks DCM 3x3 seperti pada persamaan (2) berikut.

$$R = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \Psi & \sin \phi \sin \theta \cos \Psi - \cos \phi \sin \Psi & \cos \phi \sin \theta \cos \Psi + \sin \phi \sin \Psi \\ \cos \theta \sin \Psi & \sin \phi \sin \theta \sin \Psi + \cos \phi \cos \Psi & \cos \phi \sin \theta \sin \Psi - \sin \phi \cos \Psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

Bentuk umum dari matriks DCM adalah ditunjukkan pada persamaan (3) dan didapatkan nilai *roll*, *pitch*, dan *yaw* berdasarkan pada persamaan .

$$R = \begin{bmatrix} R_{11} & R_{12} & R_{13} \\ R_{21} & R_{22} & R_{23} \\ R_{31} & R_{32} & R_{33} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Dari persamaan (3) diatas didapatkan nilai *roll*, *pitch*, dan *yaw* sebagai berikut,

1. Nilai *roll* (ϕ) didapatkan dari persamaan (4)

$$\frac{(R_{32})}{(R_{33})} = \tan \phi$$

$$\phi = \arctan 2(R_{32}, R_{33}) \quad (4)$$

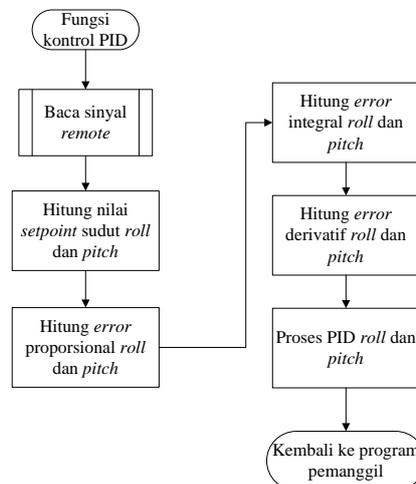
2. Nilai *pitch* (θ) didapatkan dari persamaan (5)

$$R_{31} = -\sin \theta$$

$$\theta = -\arcsin(R_{31}) \quad (5)$$

2.3.3. Kontrol PID

Diagram alir pengontrol PID dijelaskan pada Gambar 7. Fungsi pengontrol PID dimulai dengan membaca sinyal dari *remote control*. Sinyal dari *remote control* yang masuk dalam PID berfungsi untuk mengatur setpoint dari masing-masing sudut *roll* dan *pitch* sehingga tiltcopter dapat digerakkan sesuai dengan keinginan pengguna.



Gambar 7 Diagram alir kontrol PID

2.4. Implementasi Perangkat Keras

Rangka pesawat *tiltrotor* ini dibuat dengan menggunakan bahan aluminium. Penggunaan aluminium dimaksudkan karena material tersebut kuat dan ringan. Ukuran badan pesawat memiliki panjang 27.2 cm, lebar 14.2, serta tinggi 12 cm. Sedangkan untuk panjang sayap pesawat masing-masing memiliki panjang 30 cm dan 4 cm untuk dudukan motor *brushless*, sehingga panjang keseluruhan sayap 34 cm. Untuk sambungan sayap dengan motor servo digunakan plat berbentuk lingkaran dengan diameter 1.5 cm. Mekanik dari *tiltrotor* dapat dilihat pada Gambar 8.



Gambar 8 Implementasi mekanik *tiltrotor*

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Pengujian Hasil DCM Sudut Pitch

Pengujian dilakukan dengan cara menggantungkan *tiltrotor* dengan seutas tali dibagian lengan agar dapat berrotasi pada sumbu Y. Setiap pengukuran dicatat hasil pengukuran sudut yang didapat menggunakan busur derajat dan sudut yang dihasilkan dari hasil metode DCM. Pengukuran sudut dilakukan sebanyak 5 kali pada sumbu *pitch*, dengan variasi sudut 0°, 30°, 45°, 60°, dan 90°. Hasil pengujian dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1 Hasil pengujian sudut *pitch*

Sudut busur (°)	Sudut terukur pada sensor (°)					Rata-rata	Standar Deviasi
	Data 1	Data 2	Data 3	Data 4	Data 5		
90°	85.20	85.20	84.90	85.00	84.80	85.02	0.19
60°	59.40	59.90	60.00	59.50	59.90	59.74	0.27
45°	45.40	45.40	45.30	45.20	44.80	45.22	0.25
30°	29.90	29.80	29.80	29.70	29.90	29.82	0.08
0°	0.10	0.20	0.10	0.30	0.10	0.16	0.09
-30°	-31.10	-31.30	-31.10	-31.40	-31.30	-31.24	0.13
-45°	-44.50	-44.50	-44.30	-44.20	-44.20	-44.34	0.15
-60°	-59.70	-59.80	-59.80	-59.90	-60.10	-59.86	0.15
-90°	-83.50	-83.50	-83.50	-83.50	-83.60	-83.52	0.04
Rata-rata							0.15

Hasil yang diperoleh dari pengujian sudut *pitch* menunjukkan bahwa nilai dari standar deviasi bervariasi pada tiap-tiap sudut yang diuji. Dapat dilihat bahwa nilai standar deviasi bernilai 0.04 hingga 0.27. Berdasarkan data tersebut dapat dikatakan bahwa rata-rata standar deviasi dari sudut *pitch* sebesar 0.15 sehingga akurasi pembacaan sudut *pitch* sebesar ± 0.15 .

3.2. Pengujian Hasil DCM Sudut Roll

Pengujian dilakukan dengan cara menggantungkan *tiltrotor* dengan seutas tali dibagian depan dan belakang agar dapat berotasi pada sumbu X. Setiap pengukuran dicatat hasil pengukuran sudut yang didapat menggunakan busur derajat dan sudut yang dihasilkan dari hasil metode DCM. Pengukuran sudut dilakukan sebanyak 5 kali pada sumbu *roll*, dengan variasi sudut 0°, 30°, 45°, 60°, dan 90°. Hasil pengujian dapat dilihat pada Tabel 2.

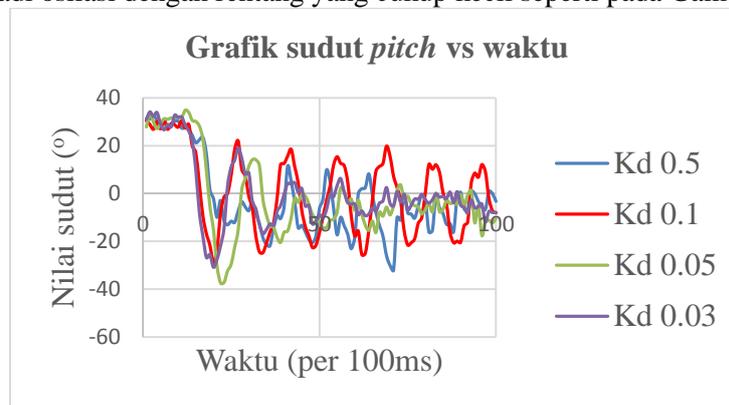
Tabel 2 Hasil pengujian sudut *roll*

Sudut busur (°)	Sudut terukur pada sensor (°)					Rata-rata	Standar Deviasi
	Data 1	Data 2	Data 3	Data 4	Data 5		
90°	88.80	88.70	88.80	88.90	88.80	88.80	0.07
60°	60.20	60.10	60.20	60.10	60.30	60.18	0.08
45°	45.70	45.70	45.60	45.70	45.50	45.64	0.09
30°	30.60	30.80	30.60	30.70	30.70	30.68	0.08
0°	0.50	0.20	0.20	0.30	0.00	0.24	0.18
-30°	-30.80	-30.90	-30.70	-30.70	-30.70	-30.76	0.09
-45°	-45.40	-45.50	-45.70	-45.50	-45.80	-45.58	0.16
-60°	-59.90	-59.80	-59.90	-59.70	-59.80	-59.82	0.08
-90°	-88.50	-88.60	-88.80	-88.50	-88.80	-88.64	0.15
Rata-rata							0.11

Hasil yang diperoleh dari pengujian sudut *roll* menunjukkan bahwa nilai dari standar deviasi bervariasi pada tiap-tiap sudut yang diuji. Dapat dilihat bahwa nilai standar deviasi bernilai 0.07 hingga 0.18. Berdasarkan data tersebut dapat dikatakan bahwa rata-rata standar deviasi dari sudut *roll* sebesar 0.11 sehingga akurasi pembacaan sudut *roll* sebesar ± 0.11 .

3.3. Pengujian Sistem Kestabilan Sudut Pitch

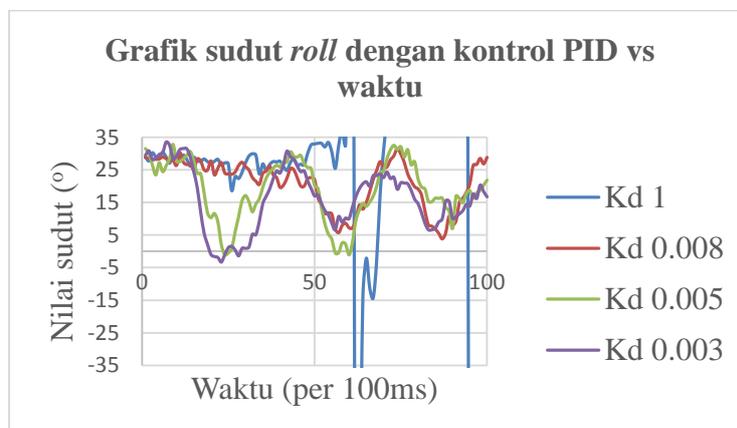
Pada pengujian ini akan diberikan variasi nilai dari K_p , K_i , dan K_d . Tahap pertama adalah memvariasikan nilai K_p hingga dapat membuat *tiltrotor* berosilasi tetapi dengan rentang nilai osilasi yang cukup kecil dan waktu tunak yang cepat [5]. Pada penelitian ini didapatkan nilai K_p sebesar 0.8. setelah didapatkan nilai K_p , kemudian nilai K_i divariasikan dengan memberikan simpangan sebesar 30° . Nilai K_i akan mempengaruhi *steady-state error* dari *tiltrotor*, sehingga ketika *tiltrotor* diberi simpangan maka akan langsung kembali ke nilai *setpointnya* [5]. Pada penelitian ini didapatkan nilai K_i yang terbaik sebesar 0.4. Kemudian nilai K_d divariasikan dengan memberikan simpangan sebesar 30° . Nilai K_d diharapkan mampu mengurangi osilasi yang terjadi pada *tiltrotor*. Nilai K_d yang terbaik pada penelitian ini bernilai 0.03 [5]. Dari ketiga nilai konstanta tersebut, *tiltrotor* sudah mampu menstabilkan sudut *pitch*, tetapi masih terjadi osilasi dengan rentang yang cukup kecil seperti pada Gambar 9 berikut.



Gambar 9 Grafik Kendali PID sudut *pitch*

3.4. Pengujian sistem kestabilan sudut roll

Untuk pengujian sudut *roll* dilakukan perlakuan yang sama dengan pengujian pada sudut *pitch* yaitu dengan memberikan variasi nilai pada masing-masing konstanta K_p , K_i , dan K_d , sehingga didapatkan nilai yang mampu membuat *tiltrotor* dapat melayang dengan stabil. Dari hasil penelitian yang dilakukan didapatkan nilai K_p sebesar 0.32, K_i sebesar 0.03, dan K_d sebesar 0.003 seperti yang ditunjukkan pada Gambar 10.



Gambar 10 Grafik kendali PID pada sudut *roll*

Dari tersebut dapat dilihat bahwa terjadi pergeseran nilai *setpoint* sebesar 0° menjadi sekitar 15° . Hal ini dikarenakan berat yang tidak seimbang pada kedua sisi *tiltrotor*.

4. KESIMPULAN

Dari hasil pengamatan, pengujian, dan analisis pada hasil yang diperoleh, kesimpulan yang dapat diambil adalah sebagai berikut.

1. Telah berhasil dibuat purwarupa penerapan sistem kendali PID untuk kestabilan *twin-tiltrotor* dengan metode DCM.
2. Pada *tiltrotor* ini ,sudut yang dihasilkan dari penggabungan nilai dari dua buah sensor (*accelerometer* dan *gyroscope*) menggunakan metode DCM memiliki akurasi untuk sudut *pitch* adalah ± 0.15 dan untuk sudut *roll* sebesar ± 0.11 .
3. Konstanta proporsional, integral, dan derivatif yang digunakan pada:
 - Pengontrol PID *pitch* : $K_p=0.8$, $K_i=0.4$, dan $K_d=0.03$
 - Pengontrol PID *roll* : $K_p=0.32$, $K_i=0.03$, dan $K_d=0.003$
4. Letak dari titik *center of gravity* pada *tiltrotor*, mempengaruhi kestabilan terbang pada sudut *roll*.
5. Peletakkan muatan (kontroler dan sensor pendukung) pada *tiltrotor* mempengaruhi keseimbangan pada sudut *pitch*.

5. SARAN

Pada penelitian ini masih terdapat beberapa hal yang perlu disempurnakan. Berikut saran yang disampaikan untuk penelitian selanjutnya yang berhubungan.

1. Untuk meningkatkan stabilitas terbang pada *tiltrotor* perlu digunakan kendali PID dan sistem *tuning* yang lebih modern.
2. Perlu digunakan bahan dan desain yang lebih baik agar dapat meredam getaran yang terjadi akibat putaran dari baling-baling.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Papachristos, C., Alexis, K., dan Tzes, A., 2011, Design and Experimental Attitude Control of an Unmanned Tilt-Rotor Aerial Vehicle, *The 15th International Conference on Advanced Robotics*, Tallin, Estonia.
- [2] Kendoul, F., Fatoni, I., dan Lozano, R., 2005, Modelling and Control of a Small Autonomous Aircraft Having Two Tilting Rotors, *IEEE Transactions of Robotics*, Austria.
- [3] Patentstorm, 2007, Inertial Measurement Unit With Aiding From Roll Isolated Gyro, <http://www.patentstorm.us/patents/506784.description.html>, diakses tanggal 21 Maret 2013
- [4] Premerlani, W. dan Bizard, P., 2009, Direction Cosine Matrix : Theory, <http://gentlenav.googlecode.com/files/DCMDraft2.pdf>, diakses tanggal 12 Desember 2013
- [5] Ogata, K, 2002, *Modern Control Engineering Fourth Edition*, Prentice-Hall, USA.