

Rancang Bangun *Prototype Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* dengan Tiga Rotor

Darmawan Rasyid Hadi Saputra dan Bambang Pramujati

Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111 Indonesia

e-mail: pramujati@me.its.ac.id

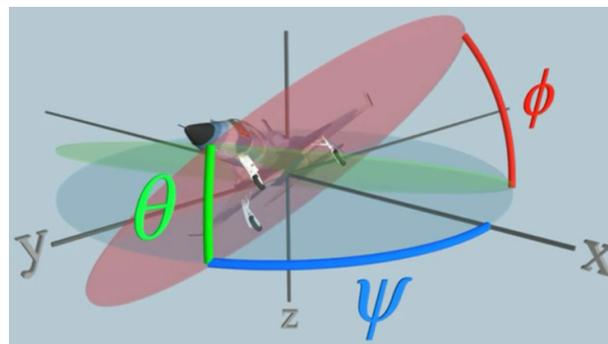
Abstrak—*Unmanned Aerial Vehicle* atau yang biasa dikenal dengan istilah UAV merupakan sebuah sistem penerbangan/pesawat tanpa pilot yang berada di dalam pesawat tersebut. UAV dapat dikendalikan dengan menggunakan *remote* dari jarak jauh, diprogram dengan perintah tertentu, atau bahkan dengan sistem pengendalian otomatis yang lebih kompleks. Aplikasi dari teknologi UAV pun beragam mulai dari tugas militer hingga pengamatan udara. Dalam penelitian ini, sebuah UAV akan dikembangkan dengan tiga buah rotor dan satu buah motor servo di bagian belakang UAV. Perancangan model menggunakan *software* CATIA dengan batasan dimensi (panjang \times lebar) maksimum 75×75 cm dan massa < 2 kg. Analisis struktur rangka dilakukan untuk menguji kekuatan rangka ketika terbang dan membawa beban, dengan menggunakan metode elemen hingga dan kriteria kegagalan Von-Mises. Dalam proses pengerjaan, rancangan dari CATIA dan analisis yang telah dilakukan dalam perancangan tersebut akan digunakan. Hasil yang didapat berupa UAV yang memiliki struktur rangka dengan defleksi maksimum 3,67 mm pada rangka tengah yang berbahan *acrylic*. Dalam pengujian di lapangan, UAV dapat melakukan gerak *roll*, *pitch*, dan *yaw* yang dikendalikan melalui *remote control*. Waktu operasi maksimum yang dapat dilakukan adalah selama 7 menit 43 detik.

Kata Kunci—Rancang bangun, UAV, tiga rotor, sistem kendali, uji performasi.

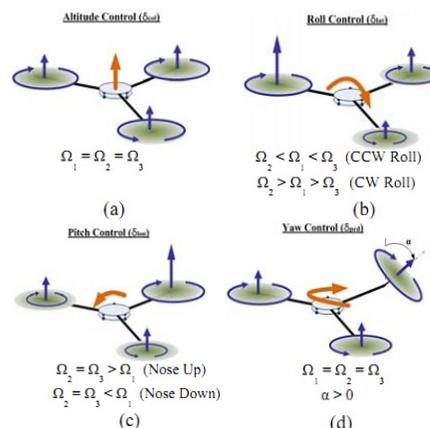
I. PENDAHULUAN

Unmaned Aerial System (UAS) bukanlah penemuan baru, terlebih ketika teknologi transportasi udara sudah terjual massal ke masyarakat. Beberapa penelitian yang membahas mengenai UAV baik itu yang menggunakan sayap maupun yang menggunakan baling-baling telah dilakukan di beberapa universitas/institut. Hoffman dkk.[1] membahas tentang pemodelan dan perancangan sebuah UAV untuk lintasan sederhana dan dikendalikan di dalam ruangan. Penelitian lain [2] membahas tentang studi matematis mengenai pergerakan UAV dengan empat rotor yang bertujuan untuk menentukan persamaan dasar dalam merancang sistem kendali yang digunakan. Dalam mengendalikan stabilitas pergerakan UAV, sebuah penelitian [3] menggunakan MPC (*Model Predictive Controller*) untuk mengatur pergerakan UAV yang diimplementasikan ke dalam *microcontroller ATMega 2560*.

Dalam penulisan ini, penelitian dilakukan dengan merancang dan membangun UAV yang menggunakan tiga *brushless motor* dan motor servo sebagai penggerak utama. Gerakan yang dapat dilakukan dari *prototype* ini adalah gerakan *roll* (berputar terhadap sumbu X), *pitch* (berputar terhadap sumbu Y), dan *yaw* (berputar terhadap sumbu Z).



Gambar 1. Arah dan sudut gerakan UAV pada koordinat sumbu XYZ



Gambar 2. Perubahan putaran rotor terhadap pergerakan UAV: (a)Altitude, (b)Roll, (c)Pitch, dan (d)Yaw [4]

II. URAIAN PENELITIAN

A. Pergerakan UAV

UAV menggunakan sistem enam derajat kebebasan (*degree of freedom*) yang menggambarkan pergerakan UAV dalam arah linier dan angular. Untuk arah linier, posisi dan pergerakan UAV dinotasikan dengan x , y , dan z yang menunjukkan posisi UAV, serta u , v , dan w yang menunjukkan kecepatannya terhadap sumbu X, Y, dan Z. Untuk arah angular, posisi dan pergerakan UAV dinotasikan dengan ϕ , θ , dan ψ yang menunjukkan besar sudut, serta p , q , dan r yang menunjukkan kecepatan sudut terhadap sumbu X, Y, dan Z. Arah dan sudut gerakan UAV dapat dilihat pada Gambar 1.

Setiap pergerakan UAV dipengaruhi oleh perubahan kecepatan rotornya. Untuk mengatur ketinggian terbang (*altitude*), gerakan UAV didapat dengan menaikkan

kecepatan ketiga rotor secara bersamaan. Gerakan *roll* (berputar terhadap sumbu X) didapat dengan menaikkan kecepatan rotor pada lengan sebelah kanan maupun kiri, gerakan *pitch* (berputar terhadap sumbu Y) didapat dengan menaikkan kecepatan rotor belakang, sedangkan gerakan *yaw* (berputar terhadap sumbu Z) didapat dengan mengubah sudut α pada rotor belakang. Perubahan kecepatan rotor terhadap pergerakan UAV ditunjukkan pada Gambar 2.

Untuk menyelesaikan permasalahan dalam persamaan gerak UAV, notasi $\phi, \theta,$ dan ψ digunakan sebagai sudut Euler [5], yang juga menyatakan sudut rotasi terhadap sumbu X, Y, dan Z secara berturut-turut.

$$R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$R_y = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$R_z = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$R_x, R_y,$ dan R_z merupakan rotasi terhadap sumbu X, Y, dan Z secara berturut-turut. Koordinat dengan sumbu X, Y, dan Z jika dirotasikan dengan sudut $\phi, \theta,$ dan ψ maka menjadi

$$D = R_x R_y R_z \quad (4)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

Matriks D menjelaskan transformasi dari sistem koordinat Bumi menjadi sistem koordinat rangka UAV.

Persamaan yang menjelaskan laju perubahan posisi dari UAV adalah sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = D \begin{bmatrix} F_x/m \\ F_y/m \\ F_z/m \end{bmatrix} \quad (5)$$

di mana $F_x, F_y,$ dan F_z merupakan gaya eksternal yang bekerja pada UAV dan dirumuskan pada persamaan (6) berikut:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ b\Omega_1|\Omega_1|\sin \alpha \\ -b(\Omega_1|\Omega_1|\cos \alpha + \Omega_2|\Omega_2| + \Omega_3|\Omega_3|) \end{bmatrix} \quad (6)$$

Notasi b menunjukkan konstanta *lift coefficient* dan α menunjukkan besar sudut yang dibentuk oleh rotor 3. Variabel $\Omega_1, \Omega_2,$ dan Ω_3 menunjukkan kecepatan putaran dari rotor 1, 2, dan 3 berturut-turut. Hubungan antara variabel posisi $x, y,$ dan z dengan variabel kecepatan $u, v,$ dan w adalah sebagai berikut:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (7)$$

B. Transformasi Kecepatan dan Percepatan Anguler

Persamaan untuk kecepatan anguler pada sistem koordinat yang mengacu pada bumi adalah sebagai berikut[6]:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = E \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (8)$$

dengan

$$E = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (9)$$

sehingga persamaan yang menjelaskan perubahan posisi dan kecepatan anguler dari UAV adalah

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = E^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (10)$$

Persamaan untuk percepatan anguler dari UAV dirumuskan sebagai berikut:

$$\dot{p} = \frac{qr(I_z - I_y) + \frac{\sqrt{3}}{2}lb(\Omega_2^2 - \Omega_3^2)}{I_x} \quad (11)$$

$$\dot{q} = \frac{pr(I_z - I_x) + \frac{lb}{2}(\Omega_2^2 + \Omega_3^2) - lb\Omega_1^2 \cos \alpha + d\Omega_1^2 \sin \alpha}{I_y} \quad (12)$$

$$\dot{r} = \frac{pq(I_x - I_y) - lb\Omega_1^2 \sin \alpha - d\Omega_1^2 \cos \alpha - d(\Omega_2^2 + \Omega_3^2)}{I_z} \quad (13)$$

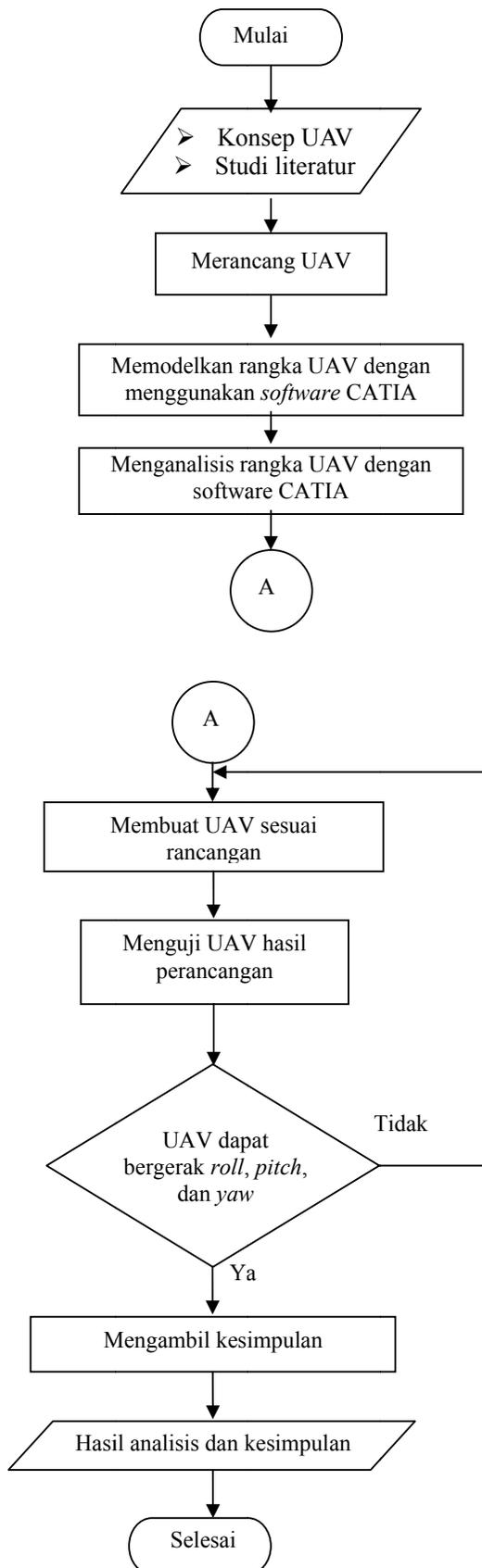
di mana d merupakan *drag coefficient* dari UAV.

C. Metode Penelitian

Penelitian ini memiliki tahapan-tahapan yang dimulai dari studi literatur mengenai konsep UAV, merancang struktur rangka, memodelkan struktur rangka tersebut dengan menggunakan software CATIA, hingga penarikan kesimpulan hasil penelitian seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.

D. Analisis Struktur dengan Metode Elemen Hingga

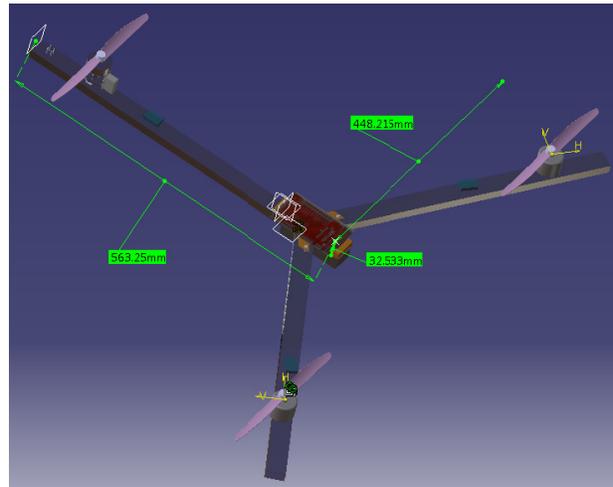
Dalam perancangan UAV dengan tiga rotor, analisis yang diperlukan adalah analisis mengenai kekuatan struktur rangka yang digunakan untuk mengetahui defleksi akibat adanya pembebanan dan daya angkat dari motor sekaligus memvisualisasikan pengaruhnya terhadap struktur rangka UAV. Analisis dilakukan dengan menggunakan software CATIA sehingga beberapa nilai parameter seperti: volume, momen inersia dan *center of gravity* dapat diketahui yang ditunjukkan pada Tabel 1 dan Gambar 4.



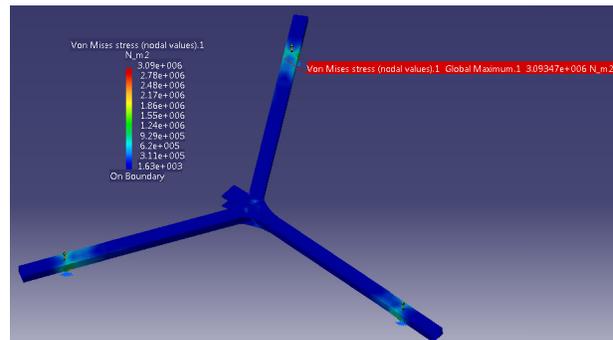
Gambar 3 Diagram alir penelitian rancang bangun *prototype* UAV

Tabel 1.
Parameter struktur rangka UAV dengan tiga rotor

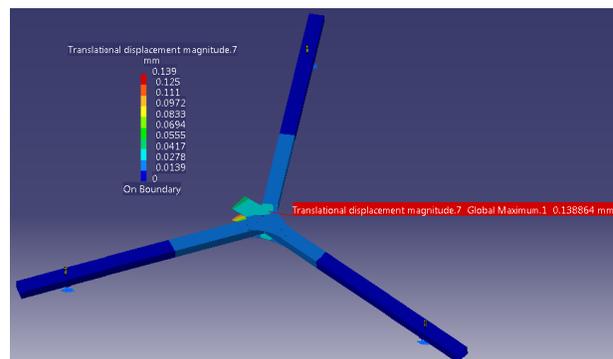
Parameter	Nilai
Volume	$4,005 \times 10^{-4} \text{ m}^3$
Massa	1,884 kg
Momen Inersia	
I_x	$0,190 \text{ kg m}^2$
I_y	$0,299 \text{ kg m}^2$
I_z	$0,488 \text{ kg m}^2$



Gambar 4 Posisi *center of gravity* dari UAV

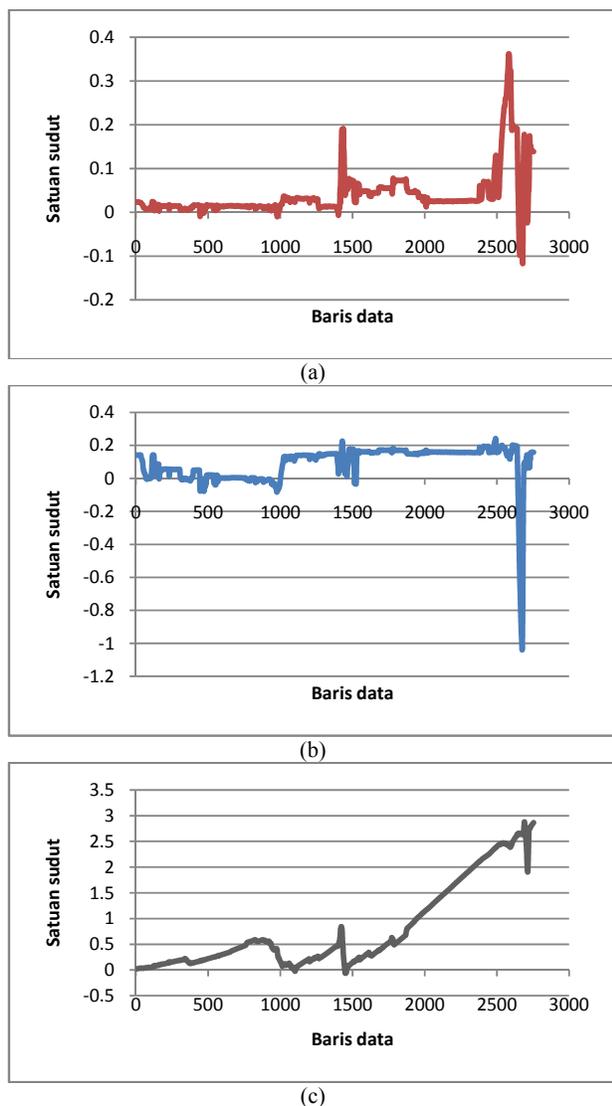


Gambar 5 Analisis pembebanan pada struktur rangka UAV



Gambar 6 Analisis defleksi pada struktur rangka UAV

Analisis struktur rangka UAV dengan tiga rotor dengan *software* CATIA dilakukan pada susunan komponen UAV yang terdiri dari rangka tengah dan tiga lengan yang membentuk sudut 120° satu sama lain. Struktur rangka UAV diberi pembebanan yang terdistribusi merata di bagian tengah badan UAV (warna merah pada Gambar 4) sebesar



Gambar 7 Pembacaan sensor pada *microcontroller* untuk gerak: (a) Roll, (b) Pitch, dan (c) Yaw

30 N dengan daya angkat ketiga motor masing-masing sebesar 10 N, dengan tujuan yaitu analisis dilakukan saat UAV terbang dengan menjaga posisinya di ketinggian tertentu. Hasil pemodelan UAV dengan menggunakan *software* CATIA untuk analisis pembebanan dan defleksi ditunjukkan pada Gambar 5 dan Gambar 6. Material yang digunakan adalah *acrylic* untuk bagian tengah rangka dan aluminium untuk lengan UAV.

Dari hasil analisis pembebanan pada *software* CATIA seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5, didapatkan bahwa tegangan yang terjadi pada UAV terdistribusi dengan rentang nilai $(1,63 - 3090) \times 10^3 \text{ N/m}^2$ dan ditunjukkan dengan warna merah tua hingga merah. Tegangan maksimum terdapat pada titik peletakkan motor dari UAV dengan nilai sebesar $3,09 \times 10^6 \text{ N/m}^2$ dan ditunjukkan dengan warna merah pada Gambar 5. Penggunaan material aluminium sebagai bahan dari lengan UAV masih dapat digunakan karena tegangan maksimum yang terjadi pada lengan tersebut kurang dari tegangan maksimum yang dapat diterima oleh material aluminium, yaitu sebesar $31 \times 10^6 \text{ N/m}^2$.

Defleksi yang terjadi pada struktur rangka ditunjukkan pada Gambar 6 dengan defleksi maksimum bernilai 0,139 mm yang berada di ujung depan dari rangka tengah yang berbahan *acrylic*. Nilai defleksi maksimum ini masih dapat ditolerir karena defleksi yang terjadi tidak melebihi dari defleksi maksimum material *acrylic*, yaitu sebesar $1,96 \times 10^4 \text{ mm}$.

E. Pembacaan Posisi oleh Sensor pada *Microcontroller*

Pengujian dalam pembacaan sensor pada *microcontroller* dilakukan dengan cara menghubungkan *microcontroller* ke komputer melalui kabel USB kemudian UAV digerakkan roll kanan, pitch maju, dan yaw ke kiri seperti yang ditunjukkan pada Gambar 7.

Pada Gambar 7 (a), (b), dan (c) terlihat grafik yang menunjukkan sudut yang dibentuk UAV saat melakukan gerak roll, pitch, dan yaw yang terbaca oleh sensor pada IMU. Data yang didapat masih berupa *raw data* dengan satuan yang belum dikonversi dengan skala yang tepat, sehingga perlu dilakukan konversi sebagai berikut:

- untuk baris data (sumbu horizontal), skala yang digunakan adalah 1 baris data : 0,23 detik. Maka, setiap 1 baris data mewakili 0,23 detik.
- untuk satuan sudut (sumbu vertikal), skala yang digunakan adalah 1 satuan sudut : 62,50. Maka, setiap 1 satuan sudut mewakili 62,5⁰.

Rentang baris data 0 – 2500 (detik ke-0 hingga ke-575) pada Gambar 7 (a), (b), dan (c) merupakan pembacaan awal ketika UAV dihubungkan dengan komputer tanpa digerakkan roll, pitch, dan yaw. Perubahan grafik pada rentang tersebut terjadi karena UAV sedang diposisikan di atas meja datar sehingga lebih mudah untuk mengamati perubahan sudut yang terbentuk antara UAV dengan meja datar ketika bergerak roll, pitch, dan yaw.

Pengujian baru dilakukan pada baris data di atas 2500 (detik ke-575) dengan menggerakkan UAV untuk melakukan gerak roll, pitch, dan yaw. Ketika gerak roll ditunjukkan pada Gambar 7 (a), sensor membaca perubahan sudut dari 0,057 hingga 0,362 yang berarti UAV bergerak roll kanan membentuk sudut sebesar $0,362 \times 62,5^0 = 22,625^0$, kemudian diputar berlawanan arah hingga membentuk sudut sebesar $0,187 \times 62,5^0 = 11,687^0$. Gerak pitch yang ditunjukkan pada Gambar 7 (b) dan dilakukan pada baris data ke-2593 (detik ke-596), sensor membaca perubahan sudut dari 0,154 hingga -0,97 yang berarti UAV bergerak pitch maju membentuk sudut sebesar $0,97 \times 62,5^0 = 60,625^0$, kemudian diputar kembali ke posisi semula hingga membentuk sudut sebesar $0,09 \times 62,5^0 = 5,625^0$. Gerak yaw yang ditunjukkan pada Gambar 7 (c) dan dilakukan pada baris data ke-2701 (detik ke-621,23), sensor membaca perubahan sudut dari 2,69 hingga 1,93 yang berarti UAV bergerak yaw ke kiri membentuk sudut sebesar $(2,69 - 1,93) \times 62,5^0 = 47,5^0$. Hasil pembacaan posisi UAV oleh sensor sesuai dengan gerakan yang dilakukan UAV, yaitu gerakan roll kanan, pitch maju, dan yaw ke kiri.

F. Pelaksanaan Perintah Gerakan UAV pada *microcontroller*

Pengujian ini dilakukan sebelum UAV dioperasikan di lapangan agar sebisa mungkin dapat meminimalkan terjadinya kecelakaan pada pengoperasian UAV. Hal ini dilakukan dengan mengukur kecepatan putaran ketiga motor dan sudut yang dibentuk oleh putaran motor servo yang



Gambar 8 Pengukuran kecepatan putaran motor dengan *tachometer*

Tabel 2

Pengukuran putaran kecepatan motor dan sudut motor servo untuk gerak *hover, roll, pitch, dan yaw*

Gerakan	Putaran Motor (rpm)			Motor Servo
	Motor 1	Motor 2	Motor 3	
<i>Hover</i>	10.323	10.171	10.042	0°
<i>Roll</i>	10.032	9.415	10.173	0°
<i>Pitch</i>	10.300	9.496	8.582	0°
<i>Yaw</i>	10.323	10.171	10.042	11°

dioperasikan tanpa baling-baling dengan *tachometer*, ditunjukkan pada Gambar 8. Tiap perintah yang diberikan, disesuaikan dengan putaran motor yang seharusnya, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2. Perbandingan kecepatan ketiga motor untuk tiap gerakan adalah sebagai berikut:

Hasil dari pengukuran kecepatan motor dan sudut yang dibentuk motor servo untuk masing-masing gerakan ditunjukkan pada Tabel 2.

Kecepatan putaran motor yang terukur pada Tabel 2 menunjukkan hasil yang sesuai dengan perbandingan kecepatan putaran motor dan sudut motor servo untuk setiap gerakan yang dilakukan oleh UAV. Perbedaan kecepatan putaran ketiga motor untuk gerakan *hover* dan *yaw* dapat disebabkan posisi UAV yang sedikit condong ke atas ketika diletakkan di atas meja datar, sehingga giroskop pada IMU membaca perbedaan derajat yang terbentuk antara UAV dengan meja datar tersebut dan memberikan perintah untuk menaikkan kecepatan putaran motor 1.

G. Waktu Pengoperasian sebagai Fungsi dari Kapasitas Baterai

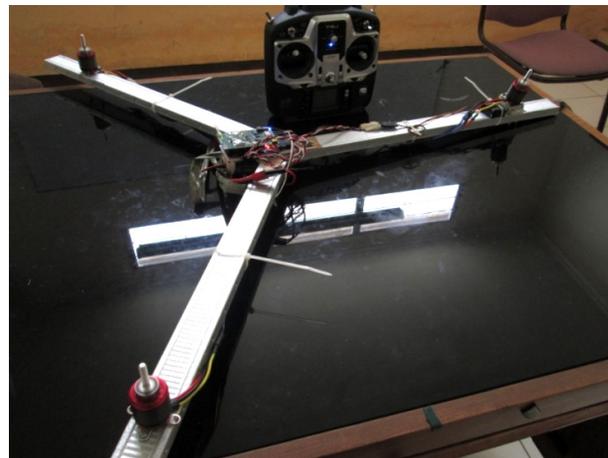
Pengujian ini diperlukan untuk mengetahui seberapa lama UAV mampu beroperasi di lapangan sehingga ketika mendekati batas dari kapasitas baterai yang terpasang, UAV dapat didaratkan di posisi yang dituju. Hal ini untuk menghindari UAV jatuh dikarenakan sumber daya yang dimiliki habis.

Untuk mengestimasi lama waktu UAV dapat dioperasikan, faktor yang mempengaruhi adalah tegangan pada motor dan kapasitas baterai. Motor yang digunakan membutuhkan sumber tegangan sebesar 11 Volt sehingga tegangan baterai yang diperlukan yaitu sebesar 11,1 Volt atau sebesar 3 *cell* × 3,7 Volt. Dengan kapasitas baterai 1300 mAh maka waktu operasi UAV dapat diestimasikan sebagai berikut:

$$lama_operasi = kapasitas_baterai \times \frac{voltase_motor}{daya_motor} \quad (14)$$

$$lama_operasi = 1300mAh \times \frac{11V}{97W} \times \frac{1A}{10^3 mA} \times \frac{60menit}{1jam} \times \frac{1W}{1VA} \quad (15)$$

$$lama_operasi = 8,84menit \quad (16)$$



Gambar 9 Pengujian waktu operasi UAV dengan baterai berkapasitas 1300mAh



Gambar 10 Pengujian UAV ketika dioperasikan di lapangan terbuka

Pengujian dari persamaan (14) dilakukan dengan mengoperasikan UAV (tanpa baling-baling yang terpasang) dengan menaikkan tuas *throttle* hingga maksimal dan mengukur waktu operasi dengan *stopwatch*, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 9.

Dari pengujian yang dilakukan, waktu operasi UAV yang terukur sebesar 7 menit 43 detik. Terdapat perbedaan antara estimasi waktu operasi pada perhitungan dengan hasil pengujian. Hal ini disebabkan baterai digunakan untuk mengaliri arus listrik pada motor servo selain ketiga motor DC sehingga waktu operasi UAV lebih pendek dari estimasi yang terhitung.

H. Pengoperasian UAV di lapangan

Pengujian akhir dari perancangan UAV adalah pengoperasian UAV di lapangan, ditunjukkan pada Gambar 10.

Pada pengujian awal, UAV dikendalikan agar melakukan gerak *hover* ke atas hingga terbang di atas permukaan tanah kemudian dilakukan gerakan *roll, pitch, dan yaw*. Pada penerbangan di ketinggian rendah (± 20 cm), UAV berputar searah arah jarum jam yang disebabkan putaran baling-baling yang berlawanan arah jarum jam, sehingga tuas *yaw* perlu digeser ke kiri mengimbangi putaran UAV.

III. KESIMPULAN

Dari hasil perancangan dan pembuatan UAV dengan tiga rotor dapat disimpulkan:

1. Defleksi maksimum yang terjadi pada struktur rangka UAV sebesar 3,67 mm pada rangka tengah

yang berbahan *acrylic* dengan defleksi maksimum yang dapat diterima sebesar $1,96 \times 10^4$ mm.

2. Waktu operasi maksimum yang dapat dilakukan oleh UAV dengan tiga rotor ini adalah selama 7 menit 43 detik.

Saran yang diperlukan untuk pengembangan selanjutnya adalah sebagai berikut:

1. Menambahkan fungsi telemetri 2 arah, sehingga *hardware microcontroller* dapat diatur tanpa dihubungkan melalui kabel USB
2. Menambahkan fungsi kamera, sehingga pengendalian UAV dapat dilakukan melalui *streaming video* dari kamera tersebut

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Kementerian Agama Republik Indonesia yang telah memberikan dukungan finansial melalui Program Beasiswa Santri Berprestasi tahun 2008-2013 dan teman-teman *Manufature Study Club* yang membantu selama proses pengerjaan *prototype*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] G. M. Hoffman, H. Huang, S. L. Wasl, and E. C. J. Tomlin. "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory And Experiment". *Proceeding of The AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, (2008.)
- [2] T. Luukkonen. "Modelling and Control of Quadcopter". M.Sc. *thesis*, Aalto University, Finnish, (2011).
- [3] K. J. Barsk. "Model Predictive Control of Tricopter". M.Eng. *thesis*, Linkoping Univ., Sweden, (2008).
- [4] D.W. Yoo. "Dynamic Modelling And Control System Design for Tri-Rotor UAV". *Proceeding 3rd ISSCAA*, (2010).
- [5] D. Eberly. Euler Angle Formulas, URL: www.geometrictools.com/Documentation/EulerAngles.pdf, (2011.).
- [6] M. V. Cook. *Flight Dynamics Principles 1st ed.* United States: John Wiley & Sons, Inc., (1997).