

RANCANG BANGUN TWINCOPTER DENGAN SISTEM VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING (VTOL) DENGAN VEKTOR SATU SUMBU UNTUK EFISIENSI ENERGI MENGGUNAKAN METODE PID

Aditya Taufandy, 21401053021¹, Bambang Dwi Sulo², Bambang Minto Basuki³
Mahasiswa Teknik Elektro¹, Dosen Teknik Elektro^{2,3}, Universitas Islam Malang
adityataufandy03@gmail.com

ABSTRAK

Penelitian ini bertujuan untuk mengembangkan sebuah purwarupa *twincopter* menggunakan vektor satu sumbu untuk mencapai efisiensi energi. Kestabilan akan menjadi isu utama dalam desainnya, karenanya dicoba untuk menggunakan *thrust vectoring* untuk masing-masing rotor yang dimilikinya dengan arah yang tegak lurus terhadap sumbu kedua rotor tersebut. Sistem kendali yang digunakan adalah *proportional-integral-derivative* (PID), dan *twincopter* yang dibangun dikendalikan secara nirkabel menggunakan radio komunikasi dua arah oleh sebuah *controller*. Uji manuver yang dilakukan mendapatkan kestabilan untuk *yawing* secara penuh, namun untuk *banking* dan *pitching* masih sebagian mengingat spesifikasi motor yang digunakan masih belum memenuhi syarat untuk bisa terbang.

Kata kunci: sistem pengendali, *twincopter*, *thrust vectoring*, PID, VTOL

I. PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Pada saat ini, pengendalian benda terbang yang memiliki kemampuan VTOL (*vertical take-off and landing*) menggunakan beberapa konfigurasi, antara lain rotor tunggal seperti helikopter dan empat rotor seperti *quadcopter*. Helikopter memiliki rotor tunggal dengan menggunakan mekanisme yang cukup kompleks, yaitu menggunakan *swash plate*. Pada *quadcopter*, terutama skala kecil, mekanisme yang digunakan cukup sederhana, yaitu dengan menggunakan empat rotor yang memiliki propeler tetap dan bisa diubah kecepatan putarnya.

Penggunaan rotor yang lebih banyak memiliki keunggulan sistem pengendalian yang lebih sederhana dan stabil, namun di sisi lain menimbulkan pemborosan energi karena harus menyediakan mesin lebih banyak yang menambah berat keseluruhan dari benda terbang tersebut. Sedangkan penggunaan rotor yang lebih sedikit memiliki keunggulan efisiensi tinggi dengan menekan banyaknya mesin yang dapat mengurangi berat benda terbang. Selain itu, mesin yang lebih besar memiliki efisiensi termodinamik yang lebih tinggi dibandingkan mesin kecil. Rasio daya angkat terhadap berat (*lift to weight ratio*) keseluruhan benda terbang akan bertambah. Terdapat kelemahan yang cukup berarti pada pengurangan banyaknya rotor ini, yaitu kestabilan yang rendah dan sistem kendali yang semakin kompleks.

Benda terbang VTOL harus memiliki kemampuan manuver yang bergantung hanya pada propeler, berbeda dengan benda terbang CTOL (*conventional take-off and landing*) yang melakukan manuver dengan sayap-sayapnya. Pada sistem VTOL, proses lepas landas dan mendarat dilakukan secara vertikal, yang secara efektif menggunakan penambahan atau pengurangan daya

angkat secara kolektif pada semua rotornya, baik dengan mengubah kecepatan putar rotor maupun mengubah sudut propeler (jika menggunakan *thrust vectoring*). Untuk melakukan manuver maju dan mundur, sistem VTOL mengubah sudut *pitching* dengan menciptakan perbedaan daya angkat antara bagian depan dengan belakang, sehingga vektor daya angkat tidak lagi murni vertikal, namun memiliki komponen horisontal ke depan maupun ke belakang. Begitu pula untuk melakukan manuver menyamping kiri dan kanan, sistem VTOL mengubah sudut *rolling* atau *banking* dengan menciptakan perbedaan daya angkat antara bagian kiri dengan kanan, sehingga vektor daya angkat tidak lagi vertikal, tetapi memiliki komponen horisontal ke kiri maupun ke kanan. Gerakan memutar terhadap sumbu vertikal (*yawing*) dari benda terbang VTOL biasanya menggunakan perbedaan torsi atau kecepatan putar masing-masing rotornya.

Semua manuver tersebut mampu dilakukan sistem VTOL jika menggunakan empat rotor atau lebih. Dalam kasus helikopter (rotor tunggal), mekanisme *swash plate* yang cukup kompleks dibutuhkan sehingga tidak dibahas dalam penelitian ini. Penggunaan dua rotor (*twincopter*) akan dibahas dalam penelitian ini guna meningkatkan efisiensi energi. Selain itu diperlukan *thrust vectoring* untuk kedua rotor, karena untuk banyak rotor di bawah empat harus ada pengarah untuk salah satu arah manuver (depan belakang) bila konfigurasi rotor berada di samping kanan dan kiri. *Thrust vectoring* pada rotor dilakukan menggunakan motor *servo*. Penelitian ini juga bertujuan mereduksi sumbu *thrust vectoring* dari dua sumbu (3 dimensi) menjadi satu sumbu (2 dimensi), sehingga mengurangi juga banyaknya motor *servo* yang diperlukan. Sistem kendali yang dipakai untuk *twin-copter* ini adalah PID

(*proportional-integral-derivative*) yang akan digunakan dalam mengatur kecepatan putar rotor dan sudut *thrust vectoring*.

1.2. Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang di atas yang telah ditulis sebelumnya maka pada penelitian ini memiliki beberapa permasalahan yang akan diteliti:

1. Bagaimana pemilihan motor DC dan propeler pada *twincopter*.
2. Bagaimana konfigurasi rotor dan sumbu *thrust vectoring* pada *twincopter*.
3. Bagaimana menginterpretasikan data *attitude* dari modul IMU terpadu *accelerometer*, *gyroscope*, dan *magnetometer*.
4. Bagaimana pertukaran informasi untuk memberikan perintah kepada *twincopter* dari jarak jauh secara nirkabel.
5. Bagaimana pengendalian manuver *twincopter* menggunakan metode sistem kendali PID.
6. Sejauh mana efisiensi energi, derajat kebebasan manuver, dan kestabilan didapatkan pada benda terbang *twincopter* dibandingkan dengan *quadcopter*.

1.3. Tujuan Penelitian

Tujuan penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Merancang dan mengembangkan sebuah *twincopter* dengan vektor satu sumbu menggunakan sistem kendali PID berdasarkan data *attitude* yang mampu melakukan manuver standar penerbangan VTOL dan diperintah dari jarak jauh secara nirkabel.
2. Menguji performa efisiensi energi, derajat kebebasan manuver, dan kestabilan dari hasil rancangan *twin-copter* tersebut dibandingkan dengan *quad-copter*.

II. METODE PENELITIAN

2.1. Langkah Penelitian

Langkah penelitian yang dilakukan pada penelitian ini meliputi:

1. Studi Literatur
2. Perancangan Sistem Kendali
3. Perancangan dan Pembuatan Perangkat
4. Pengujian Perangkat
5. Analisis Hasil Pengujian, dan
6. Kesimpulan

2.2. Definisi Operasional Variabel

Beberapa variabel yang akan digunakan dalam penelitian ini antara lain:

1. Kestabilan manuver;
2. Waktu respons; dan
3. Efisiensi energi.

2.3. Rancangan Umum

Sistem yang dibangun pada penelitian ini adalah sebuah *twincopter*, yaitu benda terbang tanpa awak (*drone*) dengan dua rotor yang memiliki kemampuan VTOL (*vertical take-off and landing*). Peletakan dua rotor yang diaplikasikan memiliki konfigurasi lateral, atau diletakkan pada bagian kiri (*port*) dan bagian kanan (*starboard*). Penggunaan dua rotor ini dimaksudkan untuk meningkatkan efisiensi energi jika dibandingkan dengan konfigurasi empat rotor. Kemampuan manuver pada dua rotor akan ditunjang dengan pengarahannya (*vectoring*) kedua rotor pada sumbu lateral. Untuk mencapai kestabilan pada manuvernya, digunakan sistem kendali PID (*proportional-integral-derivative*).

Rancangan umum akan dibagi menjadi tiga bagian, yakni:

1. Sistem komunikasi antar *controller* dan *drone*;
2. Fisik dinamika penerbangan *twincopter* dan *thrust vectoring*; dan
3. Sistem kendali PID pada manuver *twincopter*.

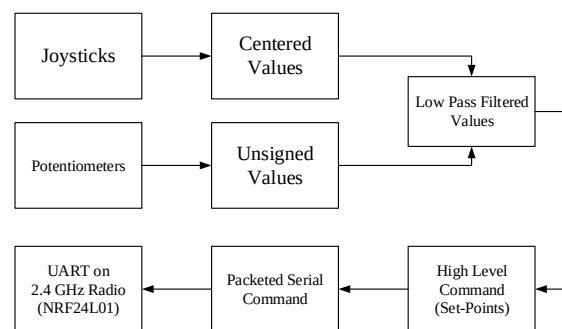
2.4. Rancangan Sistem Komunikasi

Sistem komunikasi antara *controller* dan *drone* dilakukan secara umum seperti pada Gambar 1.



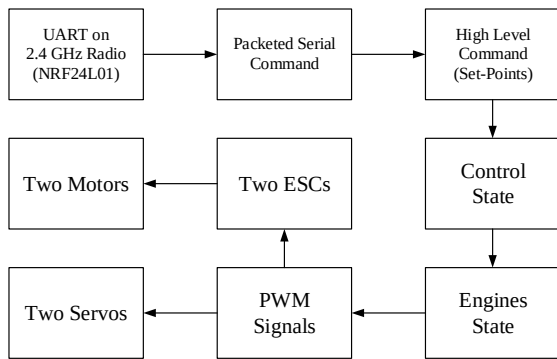
Gambar 1. Sistem komunikasi *controller* dengan *drone*.

Secara lebih rinci, pada sisi *controller* terdapat beberapa bagian, mulai dari kendali fisik hingga data siap dikirimkan melalui radio, seperti ditunjukkan pada Gambar 2..



Gambar 2. Transformasi data *controller* dari masukan fisik hingga dikirim melalui radio.

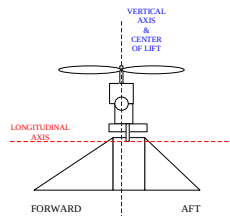
Pada sisi *drone*, data yang diterima dari radio ditransformasikan lagi hingga menjadi perintah untuk menggerakkan motor dan servo, seperti pada Gambar 3.



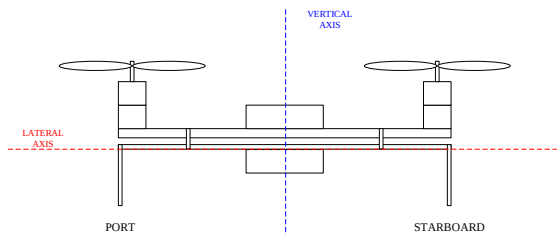
Gambar 3. Transformasi data *drone* dari penerimaan radio hingga menjadi perintah ke masing-masing motor dan servo.

2.5. Rancangan Dinamika Penerbangan *Twincopter* dan *Thrust Vectoring*

Drone yang dibuat ditunjukkan pada Gambar 4 dilihat dari samping, dan Gambar 5 dilihat dari belakang.

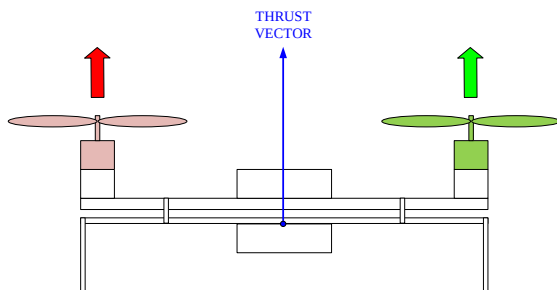


Gambar 4. *Drone* dari arah *port*.



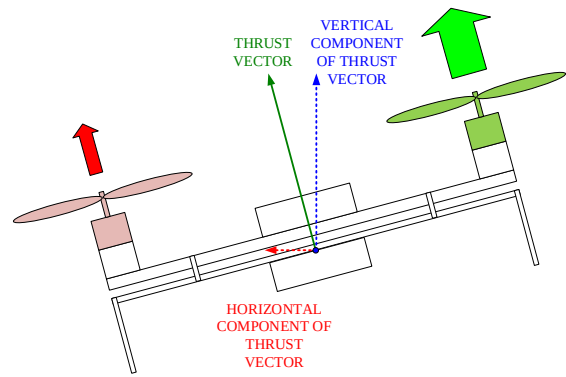
Gambar 5. *Drone* dari arah *aft*.

Ketika terjadi *thrust* ke arah vertikal dengan besaran yang sama untuk *port* dan *starboard*, ditunjukkan pada Gambar 6.



Gambar 6. *Thrust* vertikal.

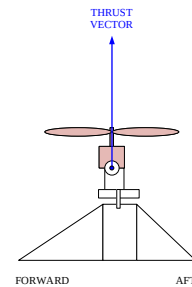
Untuk memiringkan ke samping, diberi *thrust* yang sedikit berbeda antara *port* dan *starboard*, seperti pada Gambar 7.



Gambar 7. Memiringkan *drone* ke arah samping.

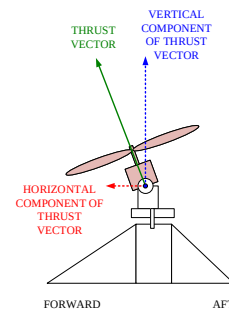
Hal tersebut bisa dicapai berkat selisih daya angkat antar satu rotor dengan lainnya, sehingga terjadi torsi memutar *drone*. Hal ini akan menambah vektor dorongan ke arah samping, sehingga *drone* akan dipercepat ke samping.

Jika dilihat dari samping, *thrust* vertikal terlihat seperti Gambar 8.



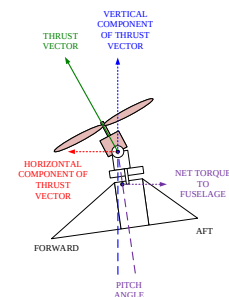
Gambar 8. *Thrust* vertikal dari arah samping.

Jika arah daya angkat divektorkan ke depan, maka akan terjadi seperti Gambar 9.



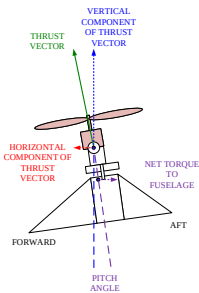
Gambar 9. *Thrust* ke arah depan dan vertikal.

Akibatnya *drone* akan mengayun seperti pada Gambar 10.



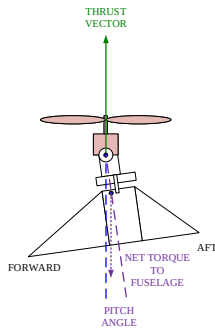
Gambar 10. Ayunan pada *drone* setelah vektor ke depan.

Ayunan tersebut akan membuat *drone* ber percepatan ke depan, namun untuk menghindari *overshoot*, dilakukan *counter* seperti pada Gambar 11.



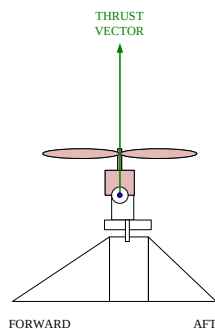
Gambar 11. *Counter attack* untuk menghindari *overshoot*.

Sedangkan untuk menghentikan kemiringan ke depan, dilakukan seperti pada Gambar 12.



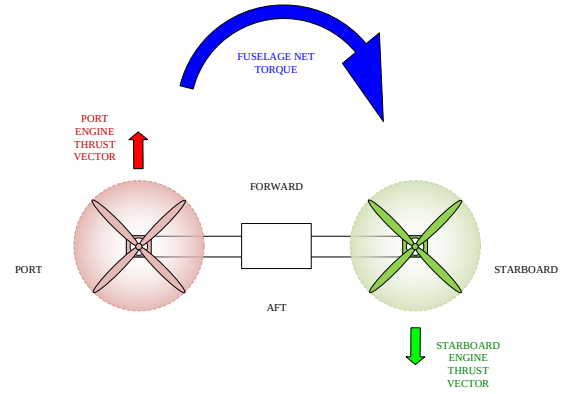
Gambar 12. Mengembalikan *thrust* ke arah vertikal.

Sehingga *drone* akan kembali seperti pada Gambar 13.



Gambar 13. *Thrust* vertikal setelah kembali dari kemiringan.

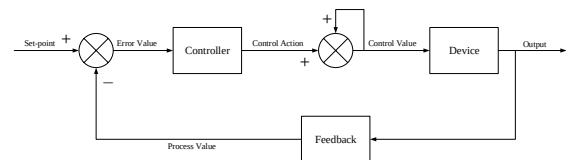
Untuk manuver *yawing*, *drone* akan diputar oleh torsi yang diakibatkan oleh *thrust vectoring* ke arah berlawanan dari kedua rotor, seperti pada Gambar 14.



Gambar 14. Perputaran *yaw* pada *drone*.

2.6. Rancangan Sistem Kendali PID

Sistem kendali yang digunakan adalah PID, yang masing-masing akan mengatur *attitude drone* pada arah *bank angle*, *pitch angle*, dan *yaw rate* berdasarkan *set-points* yang ditentukan oleh operator.



Gambar 15. Rancangan sistem kendali *bank-pitch-yaw* menggunakan PID.

Nilai *error* dari selisih antara *set-point* dengan *present value* diatur oleh Persamaan (1).

$$e(t) = r(t) - y(t) \quad (1)$$

Sementara *control value* dikalkulasi menggunakan Persamaan (2).

$$v(t) = v(t - 1) + u(t) \quad (2)$$

Setelah itu, untuk menghitung nilai akhir dari *control action* ditunjukkan pada Persamaan (3).

$$u(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int_0^t e(t') dt' + K_d \cdot \frac{de(t)}{dt} \quad (3)$$

Nilai tersebut yang akan diberikan pada masing-masing motor dan servo untuk melakukan aksi perputaran sehingga mampu mengoreksi *attitude* dari *drone*.

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Hasil Fisik Perangkat Controller dan Drone

Perangkat *controller* yang telah dibangun memiliki fisik dengan ukuran sebagai berikut:

1. Lebar panel total 20 cm;
2. Panjang panel 30 cm (hanya bagian kotak utama), 41 cm jika memperhitungkan antena hingga juluran maksimal horisontal; dan
3. Tinggi panel 8 cm (hanya bagian kotak), 10 cm jika memperhitungkan *joystick*, potensiometer, saklar, dan tombol tekan pada panel, 13 cm jika dengan memperhitungkan antena hingga juluran maksimal vertikal.

Pada perangkat *controller*, radio dan antenanya terletak di bagian atas, sementara baterai menggunakan LiPo 2S (7,4 V) 1.100 mAh yang terletak di bagian belakang panel, dan harus membuka panel tersebut untuk memasang dan melepasnya. Rangkaian elektronik berada pada bagian tengah dari kotak *controller*. Massa *controller* termasuk baterai adalah 0,95 kg.

Perangkat *drone* yang telah dibangun memiliki fisik dengan ukuran sebagai berikut:

1. Lebar *fuselage* (rentang sumbu lateral dari *port* hingga *starboard*) adalah 51 cm, dan jika rentang propeler dihitung maka lebar total adalah 65 cm;
2. Panjang *fuselage* (rentang sumbu longitudinal dari *aft* hingga *forward* dari kaki-kaki) adalah 26 cm (tanpa antena, rentang propeler, dan juluran kabel). Jika antena dalam kondisi terjulur penuh dan rentang propeler serta juluran kabel diperhitungkan, maka panjang total adalah 45 cm; dan
3. Tinggi *fuselage* (rentang sumbu vertikal dari *ventral* hingga *dorsal*) keseluruhan dengan memperhitungkan baterai dan propeler adalah 25 cm.

Pada perangkat *drone*, radio dan antenanya terletak di bagian *aft*, sementara baterai menggunakan LiPo 3S (11,1 V) 5.200 mAh yang terletak di bagian *dorsal*. Rangkaian elektronik berada pada bagian tengah *fuselage*. Pada bagian *ventral* terdapat tambahan rangkaian elektronik untuk kapasitor servo dan sistem lampu. Kedua set mesin yang masing-masing terdiri dari rotor, propeler, lengan ayun, dan servo terletak di ujung *port* dan ujung *starboard*. Massa *drone* termasuk baterai adalah 1,4 kg.

3.2. Hasil Uji Perangkat

Komunikasi nirkabel antara *controller* dengan *drone* dilakukan menggunakan modul radio komunikasi nRF24L01 yang berfungsi sebagai *transceiver* (kirim-terima). Perangkat *controller* merupakan bagian *master*, yang selalu *transmit* (mengirimkan data) ke *drone*. Setiap selesai melakukan pengiriman data, radio pada *controller* akan segera berpindah ke modus *receive* (terima). Bila *drone* memberikan respons dan *valid*, maka komunikasi dianggap normal (*online*). Sedangkan bila tidak ada respons (atau respons tidak *valid*) dalam *timeout* tertentu (1.000 ms) maka komunikasi dianggap putus (*offline*).

Pada perangkat *drone*, sebagai bagian *slave*, radio selalu dalam posisi *receive* (menerima). Dari sisi *drone*, jika tidak ada penerimaan dalam *timeout* tertentu (1.000 ms), maka komunikasi dianggap putus (*offline*). Namun jika ada penerimaan, *drone* segera memproses validasi komunikasi. Jika paket data valid maka *drone* akan berpindah modus *transmit* (mengirim) dan mengirimkan respons,

sekalius menganggap komunikasi normal (*online*), kemudian segera berpindah ke modus *receive* kembali.

Tabel I. Hasil Uji Perangkat Nirkabel

No.	Sisi	Kondisi	Indikator	Kesesuaian
1	Controller	Drone tidak aktif.	Merah berkedip lambat.	Sesuai.
2	Controller	Drone aktif.	Biru berkedip lambat atau berkedip strobo.	Sesuai.
3	Controller	Radio tak terpasang.	Merah berkedip cepat.	Sesuai.
4	Drone	Controller tidak aktif.	Merah berkedip lambat.	Sesuai.
5	Drone	Controller aktif.	Biru berkedip lambat atau berkedip strobo.	Sesuai.
6	Drone	Radio tak terpasang.	Merah berkedip cepat.	Sesuai.

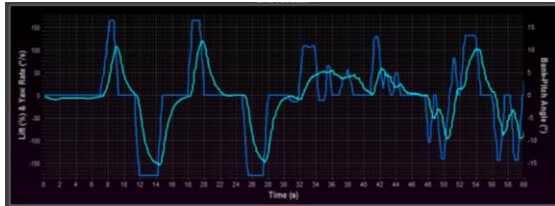
Hasil pengujian komunikasi nirkabel ini ditunjukkan pada Tabel I, yang mana semua butir pengujiannya berhasil sesuai dengan spesifikasi yang telah ditentukan.

Motor utama yang dimiliki *drone* ini adalah berjenis BLDC dengan tipe 1500 KV, yaitu memiliki 1500 RPM untuk setiap volt tegangan yang diberikan dalam kondisi tanpa beban. Motor ini sesuai dengan propeler berukuran 8×4,5. Kedua motor yang ada diuji dengan cara menaikkan *throttle* pada saat *drone* berada pada modus **F-NORM**. Berdasarkan pengalaman percobaan dari beberapa sumber yang diambil dari internet, motor akan mulai berputar ketika *throttle* berada pada kisaran 20% hingga 30%. Karena tidak ada *tachometer*, maka pengujian ini dilakukan dengan meletakkan *drone* di atas timbangan. Massa *drone* adalah 1,4 kg, sehingga pada waktu tidak ada daya angkat dari rotor, timbangan akan menunjukkan angka 1400 gram, dan akan secara kumulatif menurun ketika ada daya angkat yang melawan gaya beratnya. Hasil uji motor tersebut ditunjukkan pada Tabel II.

Tabel II. Hasil Uji Motor

No.	Throttle (%)	Efek	Bacaan Timbangan (gram)	Kesesuaian
1	0	Motor berhenti.	1400	Sesuai.
2	23	Motor mulai berputar.	1400	Dalam rentang toleransi
3	50	Motor berputar dengan kecepatan sedang.	1000	Sesuai.
4	60	Motor berputar dengan kecepatan yang lebih tinggi, namun belum ada tanda lepas landas.	800	Di bawah ekspektasi.
5	75	Motor berputar dengan kecepatan tinggi dan <i>drone</i> hampir lepas landas.	400	Di bawah ekspektasi.

Pengujian dihentikan pada *throttle* 75% karena kondisi *drone* tidak stabil di atas timbangan dan sangat berbahaya. Selain itu, *thrust* atau daya angkat yang diharapkan tidak tercapai, karena seharusnya sudah mulai terangkat di posisi *throttle* 60%. Pada saat tersebut, gaya berat *drone* dikurangi gaya angkatnya masih terbaca di kisaran 800 *gram-force* (sekitar 7,84 N), sehingga masih belum memenuhi syarat untuk bisa terbang. Hal ini diakibatkan oleh spesifikasi motor yang tidak sesuai dengan informasi yang didapatkan saat pembelannya.



Gambar 16. Parameter *yaw rate* pada pengujian.

Ketika pengujian manuver ini dilakukan, *drone* digantung dengan tali yang tersambung dengan bagian atasnya. Posisi *throttle* pada saat pengujian adalah 40%. Dengan demikian didapatkan kondisi di mana *drone* dengan bebas melakukan manuver *yawing* (berputar terhadap sumbu vertikal), serta melakukan manuver *banking* (miring ke samping kanan atau kiri) dan *pitching* (miring ke depan atau belakang) yang terbatas dalam waktu singkat sebelum tertarik kembali oleh tali yang menggantungnya.



Gambar 17. Parameter *bank angle* pada pengujian.

Oleh karena itu, manuver yang secara akurat dilakukannya sebagaimana ketika drone benar-benar terbang adalah *yawing*. Manuver *banking* dan *pitching* hanya akurat ketika saat *set-points* diubah sampai sekitar 0,2 detik hingga 0,5 detik setelahnya. Pada **Error! Reference source not found.** Tabel III ditunjukkan hasil pengujian manuver *drone* yang tergantung tali tersebut.

Tabel III. Hasil Uji Manuver

No	Perubahan Set-Points	Efek	Kesesuaian
1	Tidak ada	<i>Drone</i> stabil dalam kondisi mendarat. Ketika <i>drone</i> diputar paksa, ada gaya melawan perputaran tersebut.	Sesuai.
2	<i>Bank left</i> 15°.	<i>Drone</i> miring ke kiri selama 0,5 detik. <i>Drone</i> tertarik ke arah <i>port</i> , sebelum ditarik kembali oleh tali.	Sesuai hanya pada 0,5 detik pertama.

No	Perubahan Set-Points	Efek	Kesesuaian
3	<i>Bank right</i> 15°.	<i>Drone</i> miring ke kanan selama 0,5 detik. <i>Drone</i> tertarik ke arah <i>starboard</i> , sebelum ditarik kembali oleh tali.	Sesuai hanya pada 0,5 detik pertama.
4	<i>Bank</i> 0°.	Secara gradual <i>drone</i> mengembalikan posisi mendarat, sekitar 2 detik.	Sesuai.
5	<i>Pitch forward</i> 15°.	<i>Drone</i> miring ke depan selama 0,2 detik. <i>Drone</i> tertarik ke arah <i>forward</i> , sebelum ditarik kembali oleh tali. Kedua servo miring ke arah depan.	Sesuai hanya pada 0,2 detik pertama.
6	<i>Pitch backward</i> 15°.	<i>Drone</i> miring ke belakang selama 0,2 detik. <i>Drone</i> tertarik ke arah <i>aft</i> , sebelum ditarik kembali oleh tali. Kedua servo miring ke arah belakang.	Sesuai hanya pada 0,2 detik pertama.
7	<i>Pitch</i> 0°.	Secara gradual <i>drone</i> mengembalikan posisi mendarat, sekitar 2 detik. Kedua servo berada pada posisi vertikal.	Sesuai.
8	<i>Yaw left</i> 180°/s.	<i>Drone</i> berputar berlawanan arah jarum jam dengan kecepatan 180° per detik. Servo <i>port</i> mengarah ke belakang, servo <i>starboard</i> mengarah ke depan.	Sesuai.
9	<i>Yaw right</i> 180°/s.	<i>Drone</i> berputar searah arah jarum jam dengan kecepatan 180° per detik. Servo <i>port</i> mengarah ke depan, servo <i>starboard</i> mengarah ke belakang.	Sesuai.
10	<i>Yaw</i> 0°/s.	<i>Drone</i> berhenti berputar. Kedua servo kembali ke arah vertikal.	Sesuai.

Pengujian tersebut di atas dilakukan dengan berbagai macam percobaan mengatur nilai konstanta PID dari penentuan *set-points banking*, *pitching*, dan *yaw rate*. Pengujian tersebut menggunakan nilai konstanta PID seperti ditunjukkan pada Tabel IV.

Tabel IV. Pengaturan Konstanta PID

No.	Jenis Set-Points	Variabel	Nilai
1	<i>Banking</i>	<i>Kp</i> (proportional)	+0,100
2	<i>Banking</i>	<i>Ki</i> (integral)	0,000
3	<i>Banking</i>	<i>Kd</i> (derivative)	+0,050
4	<i>Pitching</i>	<i>Kp</i> (proportional)	+0,200
5	<i>Pitching</i>	<i>Ki</i> (integral)	0,000
6	<i>Pitching</i>	<i>Kd</i> (derivative)	+0,020
7	<i>Yaw rate</i>	<i>Kp</i> (proportional)	+0,220
8	<i>Yaw rate</i>	<i>Ki</i> (integral)	0,000
9	<i>Yaw rate</i>	<i>Kd</i> (derivative)	+0,010

Sebelumnya, menggunakan nilai yang terlalu tinggi pada semua konstanta *Kp* mengakibatkan sistem terlalu responsif dan menghasilkan osilasi berlebihan. Selain itu, penambahan sedikit konstanta *Kd* dilakukan untuk meredam osilasi yang terjadi. Konstanta *Ki* tidak digunakan, karena

ketika dicoba dilakukan penambahan terjadi ketidakseimbangan yang mengakibatkan drone terseret ke satu arah, sesuai dengan set-point yang bersangkutan.

Dengan kondisi saat ini, *drone* tidak memungkinkan untuk terbang. Ketika dicoba untuk menaikkan *throttle* hingga 75%, penyangga *drone* gagal menahan di tempat, dan mulai *dragging* ke arah *starboard*. Ketika dicoba untuk menaikkan *throttle* hingga 100% namun *drone* dalam kondisi dipegang pada bagian yang aman, terasa *drone* hampir terbang, namun masih kurang daya angkat.

Setelah *throttle* diturunkan menjadi nol, temperatur motor menjadi sangat panas, mengindikasikan bahwa motor telah mencapai kemampuan maksimalnya atau bahkan di luar batasnya. Oleh karena itu hasil analisis sementara adalah bahwa daya angkat motor tidak cukup untuk mengimbangi gaya berat *drone*.

Massa *drone* terukur adalah 1,4 kg, sehingga gaya berat yang dimilikinya adalah 13,7 N. Idealnya, gaya untuk mengangkat drone tersebut haruslah minimal 1,5 kali dari gaya beratnya, yaitu sekitar 20 N. Oleh karena itu, diperlukan motor yang masing-masing mampu menghasilkan gaya angkat 10 N jika menggunakan propeler berukuran 8×4,5.

Pengadaan motor sebelumnya terkendala informasi yang kurang lengkap sewaktu pembelian. Informasi yang ada saat itu menyatakan bahwa daya angkat yang dimilikinya sekitar 0,8 kg (7,8 N), namun setelah *drone* diuji, informasi lain menyebutkan daya angkatnya sekitar 0,5 kg (4,9 N). Hal ini jelas sangat tidak mencukupi dalam penyediaan daya angkat terhadap gaya berat *drone* yang telah dibuat.

Karena kondisi *drone* yang belum memungkinkan untuk terbang, maka pengujian daya tahan baterai dilakukan dengan metode *draining* dengan posisi *throttle* 50%. Posisi ini dimaksudkan demi keselamatan, di mana kecepatan propeler tidak sampai membuat *drone* hampir terbang.

Dengan menggunakan baterai berkapasitas 5200 mAh, dilakukan dari posisi baterai terisi penuh, *drone* dipasang pada pada modus operasional **F-NORM** dan *throttle* diposisikan 50%. Sesekali *set-points* diubah-ubah sehingga terjadi variasi kecepatan rotor *port-starboard*, dan juga gerakan servo *port-starboard*.

Dalam posisi seperti tersebut di atas, indikator *battery warning* (20%) pada *drone* dan *controller* menyala setelah 10 menit. Sehingga dapat disimpulkan bahwa proses *draining* baterai dari kapasitas 100% hingga 20% terjadi selama 10 menit.

3.3. Analisis Hasil Pengujian

Dari hasil pengujian yang telah dilakukan tersebut, maka dapat dilakukan analisis sebagai berikut:

1. Secara fisik, mekanik, dan elektronik, sebuah *drone twincopter* berhasil dibangun dengan dikendalikan secara nirkabel menggunakan perangkat *controller*.
2. Pengendalian *controller* oleh operator berhasil dilakukan dengan semua bagian yang ada pada *controller* tersebut dinyatakan beroperasi sesuai dengan spesifikasi yang telah ditentukan sebelumnya.
3. Komunikasi nirkabel dua arah antara *controller* dengan *drone* berhasil dibangun dengan bantuan sepasang radio komunikasi yang mampu melakukan proses *tranceiver* secara *real-time*.
4. Pada *drone* yang telah dibuat, telah dilakukan uji manuver dalam kondisi terbatas, yaitu tergantung pada tali, dan berhasil menunjukkan kesesuaian perilaku serta stabilitas yang sesuai dengan spesifikasi. Nilai konstanta PID untuk masing-masing dimensi manuver (*banking*, *pitching*, dan *yaw rate*) juga telah berhasil ditentukan. Namun daya angkat rotor masih kurang sehingga *drone* masih belum bisa melakukan uji manuver dalam kondisi terbang.
5. Ketahanan baterai yang digunakan dalam kondisi *throttle* 50% didapatkan sekitar 10 menit.

IV. PENUTUP

4.1. Kesimpulan

Dari hasil analisis pada penelitian ini, maka dapat ditarik beberapa kesimpulan, antara lain:

1. Pemilihan motor DC untuk memberi daya angkat pada *twincopter* yang dilakukan masih terkendala soal informasi yang tidak akurat tentang kemampuan dan unjuk kerjanya, sementara pemilihan propeler ukuran 8×4,5 sudah sesuai dengan kebutuhan.
2. Sistem mekanik rotor pada *twincopter* yang telah dibuat adalah berkonfigurasi pada posisi *port-starboard* (pada sumbu lateral) dari *fuselage*, yang dilengkapi kemampuan *thrust vectoring* 1 dimensi pada arah *forward-aft* untuk memberikan komponen horisontal maju-mundur pada dorongan masing-masing rotor.
3. Data *attitude* dari modul IMU terpadu *accelerometer*, *gyroscope*, dan *magnetometer* telah berhasil diinterpretasikan menjadi komponen *bank angle*, *pitch angle*, dan *yaw rate* dengan

metode trigonometri dan bantuan filter Kalman.

4. Pertukaran informasi untuk memberikan perintah kepada *twincopter* dari jarak jauh secara nirkabel telah berhasil dilakukan menggunakan sepasang modul radio yang beroperasi dua arah secara *half duplex*.
5. Pengendalian manuver *twincopter* menggunakan metode sistem kendali PID telah berhasil dilakukan dalam kondisi terbatas, yaitu tergantung pada tali.
6. Efisiensi energi yang didapatkan pada hasil penelitian ini adalah pemotongan jumlah rotor dari sistem *quadcopter* menjadi *twincopter*, dengan derajat kebebasan manuver didapatkan sebanyak empat jurusan. Sedangkan kestabilan dalam penerbangan belum dapat ditentukan karena kekuatan motor yang masih harus ditingkatkan.

4.2. Saran

Saran yang dapat diberikan untuk penelitian ini adalah:

1. Pada penelitian selanjutnya, diharapkan pemilihan motor DC dapat lebih akurat dari segi informasi tentang performa yang dimilikinya.
2. Pada penelitian selanjutnya, diharapkan terdapat sensor yang mampu mendeteksi putaran rotor.
3. Pada penelitian selanjutnya, diharapkan terdapat perbaikan dalam desain mekanik untuk meminimalisir massa yang dimiliki oleh *twincopter*.
4. Pada penelitian selanjutnya, diharapkan terdapat penggabungan antara modus VTOL dengan CTOL.

V. DAFTAR PUSTAKA

- [1] K. Agrawal and P. Shrivastav, "Multi-rotors: A Revolution In Unmanned Aerial Vehicle," *IJSR*, pp. 1800-1804, 2015.
- [2] Arduino AG, "Arduino - Introduction," 15 7 2018. [Online]. Available: <https://www.arduino.cc/en/guide/introduction>.
- [3] M. Banzi, *Getting Started with Arduino*, Sebastopol: O'Reilly Media, 2011.
- [4] S. A. Dyer, *Wiley Survey of Instrumentation and Measurement*, John Wiley & Sons, 2004.
- [5] S. Heath, *Embedded Systems Design*, Massachusetts: Newnes, 2003.
- [6] K. Ogata, *Discrete-Time Control Systems*,

New York: Prentice-Hall, 1987.

- [7] Z. Vukić, L. Kuljača, D. Đonlagić and S. Tešnjak, *Nonlinear Control Systems*, New York: Marcel Dekker, 2003.
- [8] W. J. Terrell, *Some Fundamental Control Theory I: Controllability, Observability, and Duality*, *The American Mathematical Monthly*, 1999, pp. 705-719.
- [9] G. Ostojić, S. Stankovski, B. Tejić, N. Đukić and S. Tegeltija, "Design, Control and Application of Quadcopter," *IJIEM*, pp. 43-48, 2015.