

Pengembangan Sistem *Auto Take-Off* pada UAV *Talon Y-Tail* untuk Meningkatkan Performa Manuver dan Kestabilan

Khairurizal Alfathdyanto¹, Luki Septya Mahendra^{2*}, Rico Dwi Candra³, Khoyrur Roziqin Yusha⁴,
Mochammad Lukman Hakim⁵, Noviana Rustanti⁶, Nofria Hanafi⁷
^{1,2,3,4,5,6,7}Politeknik Elektronika Negeri Surabaya, Jl. Raya ITS, Sukolilo, Surabaya, 60111
khairurizal@pens.ac.id¹, lukiseptya@pens.ac.id^{2*}

Info Artikel

Riwayat Artikel:

Diterima: 03 Oktober 2025

Direvisi: 10 November 2025

Disetujui: 30 Januari 2026

Diterbitkan: Maret 2026

Kata Kunci:

Auto Take-Off;

Catapult Launcher;

PID;

UAV *Y-Tail*;

Waypoint Flight Test.

ABSTRAK

Penelitian ini berfokus pada pengembangan sistem *auto take-off* untuk *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) jenis *Talon Y-Tail* guna meningkatkan stabilitas dan keandalan wahana dalam operasi penerbangan secara *autonomous*. Proses lepas landas merupakan tahap krusial yang dapat mempengaruhi keberhasilan misi, dimana ketidakstabilan dalam lepas landas manual sering kali menyebabkan gangguan manuver dan dapat memperpendek umur operasional UAV. Penelitian ini merancang kontrol otomatis dengan kontrol *Proportional-Integral-Derivative* (PID) untuk *pitch*, *roll* dan *yaw*. Performa sistem diuji melalui pengujian launcher catapult dan pengujian terbang (*flight test*) dengan dua skenario jalur yang dibuat melalui *waypoint*. Pengujian *catapult* dilakukan dengan variasi Panjang 1,0 meter dan 0,7 meter untuk mengetahui pengaruh panjang catapult terhadap performa UAV *Talon Y-Tail* saat lepas landas. *Flight test* dilakukan untuk melihat kemampuan UAV *Talon Y-Tail* dalam kestabilan parameter untuk *pitch*, *roll* dan *yaw*. Pengujian panjang *catapult* menunjukkan dengan panjang 1,0 m memberikan hasil terbaik, menghasilkan gaya dorong 2,5 Nm dan kecepatan lepas landas ± 30 m/s. *Flight test* dilakukan dengan skenario jalur 1 (*waypoint*) dan 2 (*waypoint* dan manuver loiter). Pada jalur 1, pesawat mampu mengikuti pola dengan stabil tanpa gangguan berarti. Pada jalur 2, UAV dapat menjalankan manuver loiter sesuai *waypoint*, meskipun tetap terdapat deviasi grafik *pitch* dan *roll* yang signifikan yaitu lebih dari 80°.

Penulis korespondensi:

Luki Septya Mahendra,
Politeknik Elektronika Negeri Surabaya
lukiseptya@pens.ac.id

1. PENDAHULUAN

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau jenis pesawat tanpa awak dikendalikan dari jarak jauh melalui *controller* dan tanpa pilot di dalam wahana tersebut [1], [2]. Dalam setiap operasinya, proses lepas landas UAV merupakan tahap krusial yang menentukan keberhasilan misi. Oleh karena itu, wahana harus memiliki sistem *take-off* yang aman dan efisien untuk memastikan stabilitas penerbangan sejak awal. Tantangan utama dalam proses ini adalah bagaimana

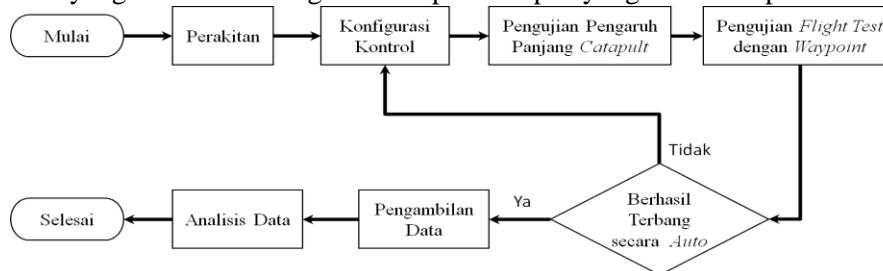
mengoptimalkan aspek aerodinamika, kecepatan, dan daya tahan wahana agar dapat beroperasi dengan lebih andal. Salah satu model UAV yang digunakan dalam penelitian ini pada wahana adalah *talon Y-Tail*. Bentuk ekor dari UAV menggunakan konfigurasi *Y-Tail* yang lebih efisien dan bisa berbelok lebih tajam daripada ekor tradisional [3]. UAV banyak digunakan dalam berbagai eksperimen dan pengujian, namun masih menghadapi kendala pada sistem *manual take-off*. Kurangnya kestabilan dalam lepas landas sering kali menyebabkan gangguan pada manuver serta berpotensi memperpendek umur operasional wahana. Selain itu, operator atau pilot harus memiliki keterampilan yang tinggi agar dapat mengendalikan wahana dengan baik selama proses lepas landas, sehingga meningkatkan risiko kesalahan manusia.

Untuk mengatasi permasalahan tersebut, diperlukan pengembangan sistem *auto take-off* yang dapat meningkatkan keandalan wahana dalam setiap penerbangannya pada penerbangan otomatis mengikuti *waypoint* GPS [4]. Dengan sistem ini, UAV dapat secara otomatis dan stabil dalam mengatur kecepatan, sudut elevasi, dan dorongan yang optimal selama lepas landas terutama saat terjadi angin [5]. Kecepatan angin yang tinggi dapat mengganggu stabilitas UAV saat lepas landas, sehingga diperlukan sistem kendali yang mampu menyesuaikan keseimbangan dan ketinggian secara otomatis. Algoritma kontrol diperlukan agar dapat tetap stabil saat lepas landas dan mendarat. Salah satu algoritma kontrol yang umum digunakan adalah *Proportional-Integral-Derivative* (PID), yang berfungsi untuk menjaga keseimbangan dan meningkatkan presisi dalam *manuver auto take-off* dan *landing*. Kontrol PID bekerja dengan sistem umpan balik, sehingga UAV dapat menyesuaikan posisinya secara otomatis berdasarkan perubahan yang terjadi selama penerbangan. Penelitian [6] melakukan penelitian UAV dengan kontrol PID untuk mengatur *pitch* dan *roll* dari pesawat untuk bisa stabil. UAV yang dibuat sudah dapat terbang di udara dengan stabil, dengan membandingkan data ketinggian *autonomous* dan manual. Namun kontrol PID hanya dilakukan pada dua parameter, *pitch* (*axis-Y*) dan *roll* (*axis-X*). Parameter *yaw* (*axis-Z*) belum dilakukan. Penelitian [7] melakukan simulasi pada MATLAB dengan mengontrol tiga sumbu parameter *pitch*, *roll* dan *yaw* dengan kontrol PID dengan *settling time* yang kurang dari 3 detik. *Tuning* PID menggunakan penalaan Ziegler-Nichols. Penelitian ini dilakukan secara simulasi, sehingga perlu diimplementasikan pada wahana sebenarnya. Implementasi teknologi ini diharapkan dapat meningkatkan performa UAV dalam berbagai kondisi operasional, menjadikannya lebih adaptif dan siap menghadapi tantangan di berbagai sektor penggunaan.

Sistem *auto take-off* dikembangkan untuk meningkatkan manuver dan kestabilan UAV. Salah satu metode yang digunakan adalah menggunakan *launcher*, yang memungkinkan UAV lepas landas lebih stabil dan efisien tanpa memerlukan landasan pacu. Salah satu metode yang sering digunakan adalah *Catapult Launcher*, yang bekerja dengan memindahkan energi dari mekanisme pelontar ke UAV. Sistem ini cocok untuk UAV berbobot lebih dari 5 kg, seperti *Talon Y-Tail*. *Catapult launcher* biasanya menggunakan *tension gas spring*, *pneumatic piston*, atau *bungee cord* sebagai sumber tenaga, dengan *bungee cord* yang lebih umum digunakan karena konsistensi tenaga dorong dan daya tahannya.

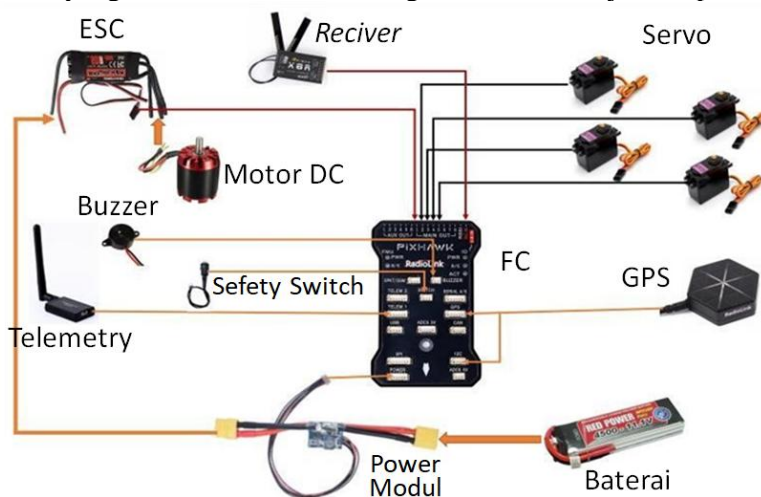
2. METODE

Penelitian yang dilakukan mengikuti tahapan-tahapan yang diberikan pada Gambar 1.



Gambar 1. Tahapan penelitian.

Tahapan awal dalam penelitian ini adalah perakitan komponen UAV. Perakitan mulai dari sisi kelistrikan, hingga mekanis UAV. Lalu tahapan selanjutnya adalah melakukan pengaturan kontrol UAV dengan algoritma kontrol. Selanjutnya adalah tahapan pengujian dengan mengamati pengaruh panjang *catapult* jika panjang 1 meter dan 0,7 meter. Tahapan pengujian kedua adalah UAV *flight test*, yaitu UAV diuji terbang dengan titik-titik *waypoint* dengan diuji pada 2 jalur. UAV diuji apakah bisa terbang secara *autonomous (auto)*, atau tidak. Jika tidak bisa maka perlu ditinjau ulang di *Ground Control System (GCS)* pada tahap Konfigurasi Kontrol. Jika UAV mampu *autonomous*, maka dilakukan pengambilan dan pemrosesan data. Lalu dapat dianalisis data-data yang telah diambil. Perancangan elektris ditunjukkan pada Gambar 2.



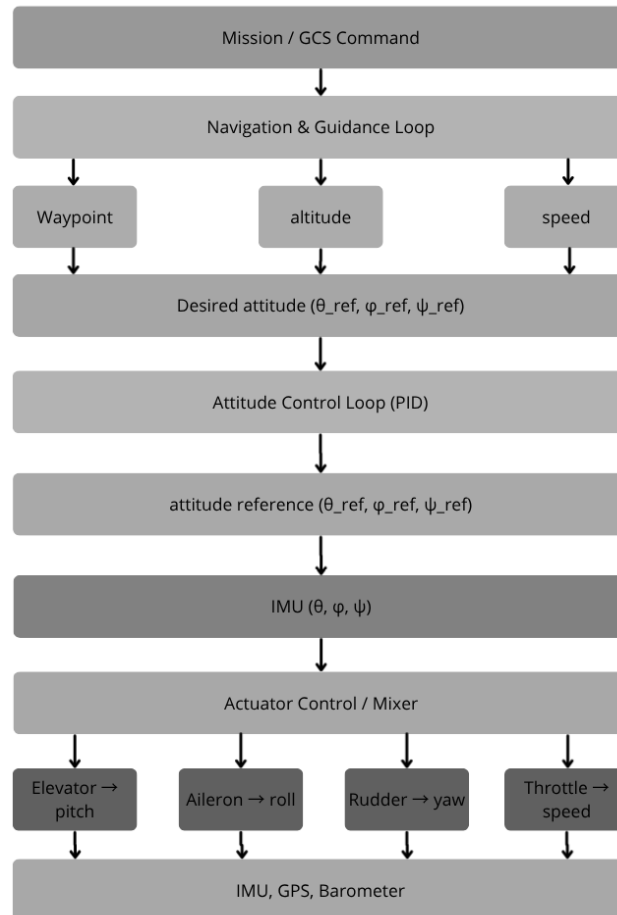
Gambar 2. Rancangan komponen elektris UAV.

Wahana UAV pada penelitian ini diperlukan pada kondisi *auto*. Oleh karena itu, *flight controller (FC)* yang digunakan adalah Pixhawk 2.4.8, yang nantinya dapat menunjang sistem *autonomous* dalam wahana UAV. Didalam Pixhawk 2.4.8 ini juga dilengkapi sistem *fail safe* untuk mencegah hal-hal yang tidak diinginkan selama wahana kehilangan kendali atau mengalami malfungsi. Wahana UAV ini juga dilengkapi dengan sistem kendali manual dengan menggunakan *Radio Control (RC)*. Sistem manual ini digunakan saat melakukan pendaratan atau landing oleh pilot. Dengan sifat *quick control response* pada RC memungkinkan bagi pilot untuk mengendalikan wahana secara *real time*. RC mengendalikan wahana jarak jauh dengan radius 1 km dari *ground control* sehingga sistem ini cukup baik untuk digunakan dalam wahana UAV.

Sensor yang digunakan adalah kombinasi *Inertial Measurement Unit (IMU)* dan *Global Positioning System (GPS)*. IMU terdiri dari kombinasi *accelerometer* (sensor percepatan) dan *gyroscope* (sensor angular) untuk menjejaki keberadaan dan pergerakan suatu benda. GPS berfungsi sebagai sensor posisi untuk mengetahui posisi wahana saat melaju di udara. Parameter-parameter sinyal yang dibutuhkan dalam sistem navigasi lalu dikirim ke GCS. Servo yang berjumlah 4 buah digunakan untuk aktuator pada *roll*, *pitch* dan *yaw*. Sedangkan baterai digunakan untuk supply pada sistem, termasuk pada penggerak motor DC. *Electronic Speed Controller (ESC)* berperan sebagai penghubung antara *flight controller* dan motor DC (*brushless*). ESC menerima sinyal kontrol berupa *Pulse Width Modulation (PWM)* dari *flight controller*, kemudian mengubahnya menjadi arus yang sesuai untuk mengatur kecepatan putaran motor. Telemetry digunakan sebagai mengirim data sensor ke GCS. Tidak lupa *buzzer* dan *safety switch* juga memiliki peran penting dalam sistem keselamatan UAV. *Buzzer* berfungsi sebagai indikator suara yang memberikan peringatan terhadap kondisi tertentu, misalnya baterai lemah, kehilangan sinyal, atau aktivasi sistem. Sementara itu, *safety switch* digunakan sebagai saklar

pengaman utama sebelum motor diaktifkan, agar sistem tidak menyala secara tidak sengaja selama proses persiapan penerbangan.

Seluruh komponen dimasukkan pada mekanis UAV *Talon Y-tail*. Bentuk ekor dari UAV menggunakan konfigurasi *Y-Tail* yang lebih efisien dan bisa berbelok lebih tajam daripada ekor tradisional. Kontrol UAV ditunjukkan pada Gambar 3.



Gambar 3. Kontrol UAV.

Berdasarkan Gambar 3, pengontrolan dilakukan mulai dari GCS seperti penetapan *waypoint*. Selanjutnya dilakukan pembacaan sensor-sensor pada GPS. Pembacaan sumbu *altitude* untuk mengetahui posisi UAV dan menjadi masukan PID untuk mengendalikan sumbu *altitude*, *roll*, *pitch* dan *yaw* agar mencapai posisi *waypoint* yang diharapkan, termasuk jika terjadi perubahan posisi akibat kondisi lingkungan. Nilai variabel sumbu θ , ϕ , ψ , adalah parameter posisi UAV. Masing-masing variabel ini menjadi masukan PID untuk mengontrol *roll*, *pitch* dan *yaw*. Data hasil pengukuran perbedaan antara sudut referensi (θ_{ref} , ϕ_{ref} , ψ_{ref}) dan sudut aktual dari sensor digunakan untuk menghitung *error* serta menentukan penyesuaian nilai *gain* yang sesuai. Proses ini berulang secara real-time hingga sistem menemukan kombinasi parameter PID yang menghasilkan respon paling stabil. Setelah pesawat kembali ke mode stabil (FBWA) dan dinonaktifkan (disarm), nilai PID hasil tuning otomatis disimpan secara permanen ke dalam memori kontroler. Parameter kontrol PID yang digunakan untuk kontrol *roll* adalah $K_p = 0,08$; $K_i = 0,150$; $K_d = 0,01$. Sedangkan untuk kontrol *pitch* adalah $K_p=0,04$; $K_i=0,15$; $K_d=0.01$. Selanjutnya kontrol *yaw* adalah $K_p = 1,00$; $K_i \text{ max} = 15$ dan $K_d = 0,001$. Parameter-parameter ini digunakan untuk sistem autopilot UAV agar mendukung kestabilan dan ketepatan manuver pesawat selama penerbangan. Setiap parameter memiliki fungsi spesifik dalam mengatur respons pesawat terhadap perubahan posisi dan kondisi lingkungan.

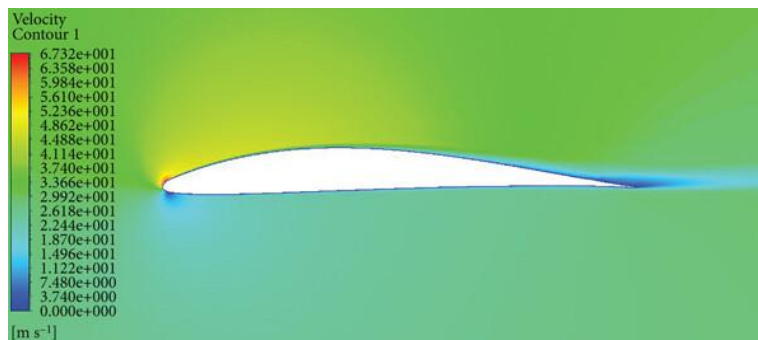
2.1. UAV Talon Y-Tail

Seluruh komponen elektris dikonfigurasi pada UAV *Talon Y-tail* yang ditunjukkan pada Gambar 4. Bentuk ekor dari UAV menggunakan *Y-Tail* yang lebih efisien dan bisa berbelok lebih tajam daripada ekor tradisional. Kerangka utama UAV menggunakan *styrofoam* yang dilapisi dengan *fiber composite*. Pemilihan material ini didasarkan agar struktur wahana yang ringan, kuat, dan presisi. Pada bagian sayap, kerangka dalam menggunakan *styrofoam* yang dilapisi dengan resin dan *fiber cloth* tipis serta ringan. Lapisan ini berfungsi untuk meningkatkan kekuatan serta menghasilkan permukaan yang halus guna meminimalkan gaya gesek aerodinamis. Selain itu, sayap diperkuat dengan *fiber tube* berdiameter 7 mm yang berperan sebagai *spar*, sehingga meningkatkan kekuatan struktural dan mencegah sayap dari kemungkinan patah saat beroperasi. *Airfoil* yang digunakan adalah AG38. *Airfoil* AG38 ini sangat sesuai digunakan untuk wahana terbang berkecepatan tinggi. Gambar 5 menampilkan *airfoil* yang digunakan [8].

Sistem kontrol mekanik menggunakan *ruddervators* yang memungkinkan wahana untuk mengubah sikapnya dengan gerakan *pitching* dan *yawing* atau sumbu *axis-Y* dan *axis-Z*. *Elevator* terletak dibagian paling belakang wahana, didesain dengan ukuran 230mm x 50mm dan *aileron* merupakan alat gerak pesawat terletak dibagian wing pesawat dengan ukuran 300mm x 60mm. *Aileron* memungkinkan wahana untuk mengubah sikapnya dengan gerakan *rolling* pada sumbu *axis-X*.



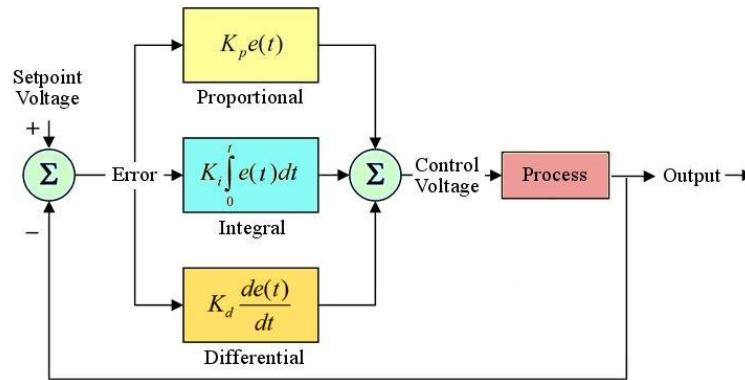
Gambar 4. Bentuk UAV talon Y-tail.



Gambar 5. Airfoil AG38.

2.2. PID

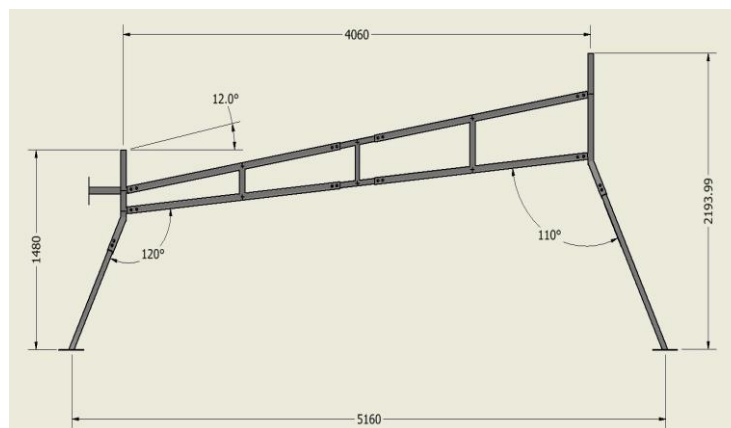
Kontrol PID beroperasi dengan memodifikasi sinyal kontrol sebagai respon terhadap variasi antara sinyal *feedback* dan *set point*. Sinyal *feedback* adalah nilai yang sebenarnya diukur oleh sistem, sedangkan *set point* adalah nilai yang ingin dicapai [9]. Dalam penelitian ini untuk menentukan konstanta K_p , K_i dan K_d menggunakan metode *trial and error*. Kontrol PID ini digunakan untuk mengontrol kecepatan, *yaw*, *pitch* dan *roll* melalui *actuator* (servo-servo) yang digunakan seperti yang ditunjukkan pada Gambar 6 [10].



Gambar 6. Kontrol PID.

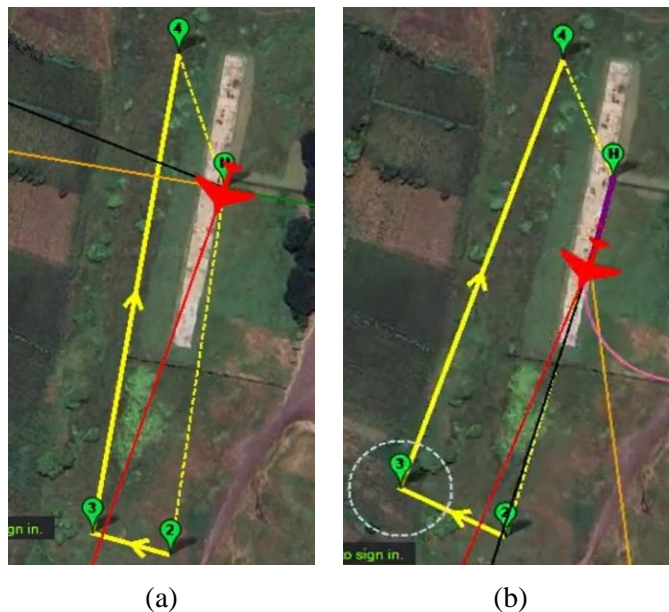
2.3. Catapult Launcher

Launcher pada Gambar 7 yang digunakan pada penelitian ini berjenis *catapult*. *Catapult* pada gambar memiliki desain dengan sudut kemiringan 12° terhadap horizontal, yang sesuai dengan *sudut take-off* pesawat sebesar 12° . Pengujian dilakukan dengan mengamati pengaruh panjang *catapult* dengan panjang 1 m dan 0,7 m terhadap performa UAV.

Gambar 7. Desain *catapult* yang digunakan.

2.4. Skenario Jalur UAV *flight test*

Skenario UAV *flight test* diuji terbang dengan titik-titik *waypoint* dengan diuji pada 2 jalur. Jalur yang digunakan merujuk pada Gambar 8, dengan bentuk 4 titik persegi panjang 200×50 m. Jalur 1 hanya melakukan *flight* melewati ke 4 titik *waypoint*. Sedangkan pada jalur 2, *flight test* ditambahkan melakukan putaran melingkar pada *waypoint* nomor 3.



Gambar 8. Bentuk skenario (a) jalur 1 melewati ke 4 *waypoint*, sedangkan pada (b) jalur 2 *flight test* ditambahkan melakukan putaran melingkar di *waypoint* 3.

3. HASIL DAN DISKUSI

Pada bagian ini, dijelaskan hasil pengujian pengaruh panjang *catapult* dan pengujian UAV *Flight Test* dengan dua skenario.

3.1. Pengujian Pengaruh Panjang *Catapult*

Pengujian ini bertujuan untuk menganalisis pengaruh panjang *catapult launcher* terhadap kecepatan lepas landas (*take-off speed*), sudut serang (*Angle of Attack/AoA*), gaya dorong, dan stabilitas penerbangan UAV *Talon Y-Tail*. Pengujian ditunjukkan pada Gambar 9. Hasil pengujian ditampilkan pada Tabel 1.



Gambar 9. Pengujian pengaruh panjang *catapult* pada UAV *Talon Y-Tail*.

Tabel 1. Hasil pengujian pengaruh panjang *Catapult* terhadap UAV *Talon Y-Tail*.

<i>Flight Test</i>	Panjang <i>Catapult</i> (m)	AoA (°)	Kecepatan Lepas Landas	Gaya Dorong (Nm)	Stabilitas
1	1	12°	± 30 m/s	2,5	Stabil

2	0,7	12°	± 40 m/s	2,5	Stabil, saat <i>take-off</i> pesawat terlalu <i>pitch up</i>
---	-----	-----	----------	-----	---

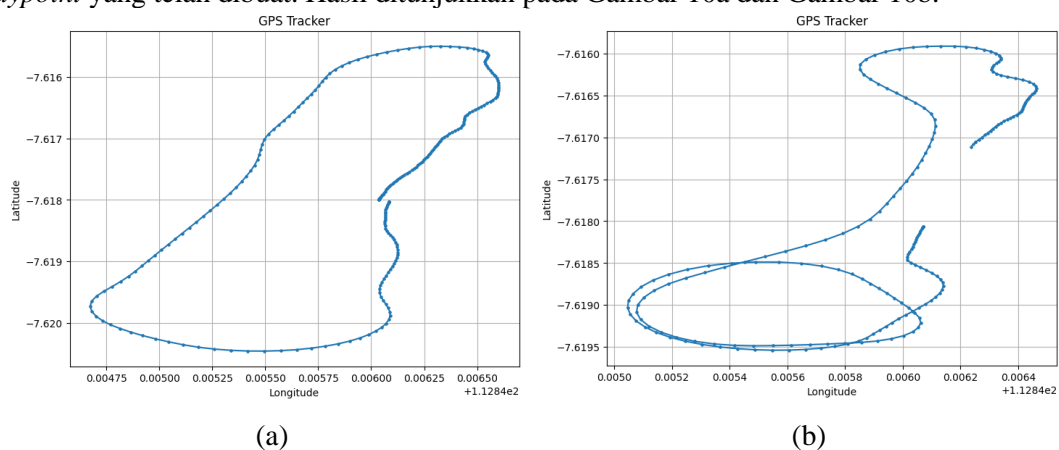
Pada pengujian pertama, digunakan *catapult* dengan panjang 1 meter dan sudut serang (AoA) 12°. UAV mencapai kecepatan lepas landas ± 30 m/s dengan gaya dorong sebesar 2,5 Nm. Kondisi penerbangan berjalan stabil tanpa adanya gangguan signifikan baik pada fase awal lepas landas maupun sesudahnya.

Pengujian kedua menggunakan *catapult* dengan panjang 0,7 meter namun menghasilkan kecepatan lepas landas ± 40 m/s. Pada fase *take-off*, UAV mengalami *pitch up* berlebih akibat gaya dorong yang terlalu besar, walaupun AoA masih berada di titik optimal 12°. Meskipun demikian, penerbangan tetap berlangsung dengan baik tanpa adanya kerusakan struktural.

Panjang *catapult* 1 meter cenderung menghasilkan kestabilan terbaik dengan gaya dorong moderat ($\pm 2,5$ Nm) dan kecepatan lepas landas yang cukup untuk mencapai gaya angkat optimal. Sedangkan panjang *catapult* 0,7 meter menghasilkan percepatan yang lebih tinggi (± 40 m/s) namun meningkatkan risiko *pitch up* berlebih pada fase awal penerbangan karena gaya dorong yang lebih besar (3,0 Nm). AoA optimal untuk UAV berada pada 10–12°, yang terbukti memberikan gaya angkat memadai tanpa meningkatkan risiko *stall*. Panjang launcher yang terlalu pendek dapat menimbulkan gaya dorong berlebihan sehingga meningkatkan getaran awal dan memerlukan koreksi *pitch* lebih besar dari pilot.

3.2. Pengujian UAV *Flight Test*

Berdasarkan skenario jalur 1 dan jalur 2 pada Gambar 8, dilakukan *flight test* berdasarkan *waypoint* yang telah dibuat. Hasil ditunjukkan pada Gambar 10a dan Gambar 10b.

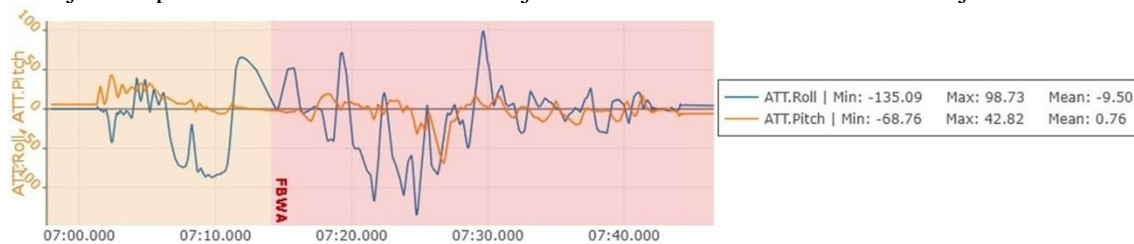


Gambar 10. Hasil *flight test* berdasarkan *waypoint* dua skenario: (a) Jalur 1 dan (b) Jalur 2.

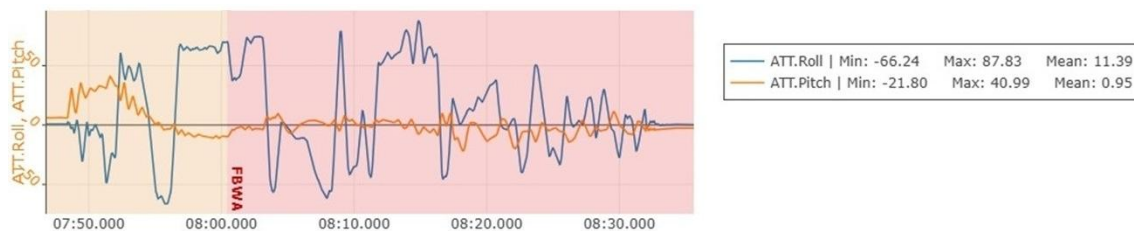
Pada skenario jalur 1 (Gambar 10a), UAV mengikuti rute titik arah yang direncanakan dengan sangat mudah. UAV hanya terbang sekali di awal, berpindah ke titik arah berikutnya, dan kembali di akhir rute. Dari bentuknya, terlihat bahwa UAV dapat menjalankan perintah titik arah dengan gangguan minimal. Hal ini membuktikan bahwa dalam mode *AUTO*, berdasarkan koordinat yang ditetapkan pada GCS, sistem autopilot dapat bekerja sebagaimana mestinya. Namun, terdapat sedikit penyimpangan dari jalur ideal yang tampaknya disebabkan oleh kondisi angin selama penerbangan.

Pada skenario jalur 2 (Gambar 10b), UAV dapat melakukan manuver loiter di *waypoint* 3 sesuai rencana, kemudian berbalik menuju *waypoint* selanjutnya. Jalur yang dihasilkan menunjukkan bahwa pesawat mengikuti perintah *waypoint* dengan baik, meski masih terdapat beberapa penyimpangan akibat kondisi angin. Pada jalur ini, UAV tampak stabil dalam mode *AUTO*, tetapi tetap memerlukan intervensi pilot ketika angin bertambah kencang. Secara keseluruhan, jalur 2 dapat dianggap sukses karena pesawat mampu menyelesaikan dan kembali ke arah jalur sesuai *waypoint*.

Data *flight test* terekam pada *log* penerbangan yang tersimpan di FC. Data *pitch* dan *roll* ditunjukkan pada Gambar 8 untuk skenario jalur 1 dan Gambar 9 untuk skenario jalur 2.



Gambar 8. Data *pitch* dan *roll* skenario jalur 1.



Gambar 9. Data *pitch* dan *roll* skenario jalur 2.

Berdasarkan hasil rekaman data *pitch* dan *roll* dari *log* penerbangan, terlihat bahwa pada saat UAV berada pada mode *auto*, respon pesawat relatif stabil dengan fluktuasi *pitch* dan *roll* yang masih dalam batas normal. Grafik menunjukkan bahwa autopilot secara aktif melakukan koreksi kecil pada sudut kemiringan pesawat (*roll*) maupun sudut naik-turun (*pitch*) untuk menjaga jalur penerbangan sesuai *waypoint* yang telah diprogram di GCS. Namun, ketika UAV menghadapi hembusan angin yang cukup besar, terlihat adanya perubahan grafik yang lebih tajam. Nilai *roll* menunjukkan deviasi cukup besar ke arah kanan maupun kiri (mencapai lebih dari 80° pada beberapa bagian), sedangkan *pitch* juga mengalami lonjakan, baik positif (menandakan pesawat mencoba menanjak) maupun negatif (pesawat menukik). Kondisi ini menandakan bahwa sistem *autopilot* tidak lagi mampu mempertahankan kestabilan penerbangan, karena koreksi yang dilakukan tidak cukup untuk melawan gangguan dari arah angin. Pada saat tersebut, pilot segera mengambil alih kendali. Perubahan mode ini dapat dilihat pada grafik dengan adanya perbedaan pola yaitu garis *roll* dan *pitch* menjadi lebih dinamis, dengan variasi sudut yang lebih lebar. Hal ini wajar karena pilot melakukan manuver manual, misalnya menaikkan *pitch* saat melawan angin, menurunkan *pitch* ketika pesawat terlalu menanjak, atau memberikan input *roll* tajam untuk mengarahkan pesawat kembali ke jalur yang aman.

Pada beberapa bagian grafik, terlihat adanya pola osilasi (naik-turun berulang) terutama pada nilai *roll*. Hal ini terjadi karena saat pesawat menghadapi turbulensi, pilot harus terus mengoreksi arah agar UAV tidak kehilangan kendali. *Pitch* juga menunjukkan pola penyesuaian yaitu : nilai positif menandakan upaya menaikkan hidung pesawat untuk mempertahankan ketinggian, sedangkan nilai negatif menunjukkan kondisi pesawat menurun untuk persiapan kembali ke lintasan atau pendaratan.

Secara keseluruhan, grafik *pitch* dan *roll* mengonfirmasi hasil lintasan yang diperoleh. Pada jalur yang relatif stabil (seperti jalur 1), grafik cenderung halus dengan deviasi kecil. Sedangkan pada jalur 2, terutama saat *waypoint* 3, terlihat lonjakan yang lebih besar akibat loiter yang tidak sempurna serta gangguan angin. Peran mode FBWA menjadi penting, karena intervensi manual oleh pilot mampu mengembalikan kestabilan pesawat hingga proses pendaratan dapat dilakukan dengan aman.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pengujian yang telah dilakukan, dapat disimpulkan bahwa desain aerodinamika UAV *talon Y-Tail* memberikan kontribusi signifikan terhadap kestabilan penerbangan, khususnya pada fase kritis sistem *auto take-off*. Penggunaan sudut serang (AoA) yang optimal pada 12° pada launcher memiliki pengaruh terhadap kinerja sistem *auto take-off* yang dikembangkan. Pengujian dengan variasi panjang *catapult* menunjukkan dengan panjang 1,0 m memberikan hasil terbaik, menghasilkan gaya dorong 2,5 Nm dan kecepatan lepas landas ± 30 m/s yang sesuai dengan AoA 12° . Percepatan yang moderat ini memungkinkan pesawat mencapai ketinggian stabil tanpa koreksi kendali yang ekstrem, sekaligus mengurangi beban struktural yang dapat memicu kerusakan akibat hard landing. Sebaliknya, penggunaan launcher dengan panjang 0,7 m memberikan percepatan yang lebih besar hingga kecepatan ± 40 m/s, namun kondisi ini justru meningkatkan risiko *pitch up* berlebihan dan kesulitan pengendalian awal. Hasil uji skenario jalur 1 dan 2 juga memperlihatkan bahwa sistem *autopilot* UAV dapat berfungsi sesuai perencanaan dalam mengarahkan pesawat menuju *waypoint*. Pada jalur 1, pesawat mampu mengikuti pola dengan stabil tanpa gangguan berarti. Pada jalur 2, UAV dapat menjalankan manuver loiter sesuai rencana dengan stabilitas yang baik, meskipun tetap terdapat penyimpangan akibat kondisi angin. Analisis grafik *pitch* dan *roll* mendukung temuan tersebut, di mana jalur yang stabil ditunjukkan dengan fluktuasi kecil, sedangkan jalur dengan gangguan angin menampilkan deviasi signifikan lebih dari 80° . Dengan demikian, dapat disimpulkan bahwa kinerja *autopilot* sudah efektif dalam menjaga arah penerbangan, namun tingkat kestabilannya sangat bergantung pada faktor eksternal, terutama kondisi cuaca dan kecepatan angin yang memengaruhi respon UAV selama misi berlangsung.

REFERENSI

- [1] D. Lesmana, Y. Permana, B. Santoso, and A. Infantono, "Aplikasi Drone Militer Dengan Produk Alutsista Indonesia untuk Over the Horizon Operations," *Prosiding Seminar Nasional Sains Teknologi dan Inovasi Indonesia (SENASTINDO)*, vol. 3, pp. 1–10, Dec. 2021, doi: 10.54706/senastindo.v3.2021.149.
- [2] A. U. Purba, B. Yulianti, M. E. Unsurya, D. Teknik, and E. Unsurya, "Analisis Pengaruh Kecepatan Sudut Terhadap Putaran Propeller Dan Kestabilan Quadcopter," *JURNAL TEKNOLOGI INDUSTRI*, vol. 8, no. 1, 2019.
- [3] P. Wisnu *et al.*, "Deteksi Dan Monitoring Kemacetan Berbasis Citra Streaming Video Menggunakan Unmanned Aerial Vehicle Tipe Fixed Wing Dengan Metode YOLO," Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya, 2020.
- [4] A. Rahmad Akbar and A. Imron, "Penerbangan Otomatis Pesawat Tanpa Awak Sayap Tetap Menggunakan Flight Controller Berbasis iNav Automatic Flight of Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle Using Flight Controller Based on iNav," *Jurnal Ilmu Komputer dan Agri-informatika*, vol. 9, no. 1, 2022, [Online]. Available: <http://journal.ipb.ac.id/index.php/jika>
- [5] N. Lytvynenko, O. Myasishev, S. Lienkov, Yu. Husak, and I. Starynski, "Designing of the Aero Video Intelligence on the STM32H Microcontrollers Basis," *International Journal of Innovative Technology and Exploring Engineering*, vol. 9, no. 8, pp. 88–93, Jun. 2020, doi: 10.35940/ijitee.H6176.069820.
- [6] Christin P.R. Tuuk, "Implementasi Pengendali PID Untuk Kestabilan Posisi Terbang Wahana Tanpa Awak," *Jurnal Teknik Elektro dan Komputer*, vol. 7, no. 1, 2018.
- [7] A. Sofwan, M. I. Yamin, and B. Santoso, "Sistem Pengendalian Kestabilan Pesawat Tanpa Awak Berbasis Kontrol PID," *Sinusoida*, vol. 25, no. 1, 2023.
- [8] T. Jiang and L. Jiang, "Optimization of UAV Airfoil Based on Improved Particle Swarm Optimization Algorithm," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2022, 2022, doi: 10.1155/2022/2828198.
- [9] Katsuhiko Ogata, *Modern Control Engineering*, 5th ed. New Jersey, 2010.

- [10] G. Anggara *et al.*, “Desain Charging Baterai dengan Metode PI pada UPS Offline menggunakan STS untuk Menjaga Kontinuitas Suplai Daya,” *TELKA*, vol. 11, no. 2, pp. 204–219, 2025.