

KENDALI MODE TRANSISI *HOVER TO CRUISE* PADA PESAWAT TANPA AWAK VTOL *FIXED WING*

Erwhin Irmawan¹⁾

¹⁾Program Studi S1 Teknik Dirgantara, STTKD Yogyakarta
erwhin.irmawan@gmail.com

Abstrak

Hadirnya wahana tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* jenis VTOL (*vertical take off and landing*) *fixed wing* merupakan salah satu solusi untuk menerbangkan pesawat tanpa awak dengan area take off dan landing yang terbatas. Proses transisi dari *hover to cruise* memerlukan proses penalaan parameter yang mengatur proses itu dengan optimal untuk menghasilkan proses transisi yang optimal pula.

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui parameter utama yang mengatur proses transisi *hover to cruise* yaitu *duration of transition* dan *cruise throttle transition* pada pesawat VTOL *fixed wing* *Skywalker*. *Duration of transition* yaitu waktu dimana proses transisi dilakukan dengan kondisi rotor *quadcopter* pemberi gaya lift dan rotor *pusher* berjalan bersama sama sehingga pesawat dapat bergerak melaju namun tetap dengan bantuan *quad rotor* pada saat mode tersebut untuk menghindari kondisi *stall* pesawat. *Cruise throttle transition* adalah nilai prosentase putaran motor pendorong pesawat pada saat proses transisi *hover to cruise*. Variabel respon yang diamati yaitu *differential altitude*, *distance of transition* dan *steady state time*.

Hasil pengujian menunjukkan bahwa dengan *cruise throttle transition* 100% menghasilkan proses transisi yang optimal dengan *differential altitude* minimal, *distance of transition* minimal dan waktu menuju *steady state* minimal. Dengan *duration of transition* 7, 8, 9 dan 10 detik dan *cruise throttle transition* sebesar 100% memiliki *steady state time* 7 detik yang menunjukkan bahwa waktu yang dibutuhkan untuk menuju transisi optimal hanya 7 detik. Dengan *duration of transition* 7, 8, 9 dan 10 detik dan *cruise throttle transition* sebesar 75% memiliki *steady state time* 7 detik pula, sama dengan kondisi *cruise throttle transition* sebesar 100%, namun dengan *differential altitude* dan *distance of transition* yang lebih besar.

Kata kunci : VTOL *fixed wing*, *hover to cruise*, *duration of transition*, *cruise throttle transition*.

Pendahuluan

Pesawat tanpa awak VTOL *fixed wing* merupakan sebuah pesawat bersayap dengan kemampuan lepas landas dan mendarat secara vertikal penuh seperti *quadrotor* dan mempunyai kemampuan jelajah seperti pesawat sayap tetap. Penggabungan dari keunggulan *quadrotor* dan pesawat *fixed wing* diimplementasikan menjadi sebuah pesawat hybrid VTOL *fixed wing*. Penelitian mengenai pesawat VTOL *fixed wing* berkembang dengan pesat untuk kepentingan militer maupun kepentingan sipil seperti penanganan bencana, investigasi, pemotretan udara dan pemantauan karena keunggulan dari pesawat VTOL *fixed wing*, yaitu tidak memerlukan landasan yang panjang namun mempunyai daya jelajah lebih luas seperti pesawat tanpa awak *fixed wing*.

Awal mula dikembangkannya pesawat jenis VTOL *fixed wing* yaitu LTV VC-142 dan Canadair CL-84 pada tahun 1964 dan 1965 dengan sistem penggerak mekanik pada *tilt wing*. Selain jenis LTV VC-142 dan Canadair CL-84 ada pula yang mengawali penelitian mengenai *quad tilt wing* pada tahap simulasi [1], yang mulai dikembangkan saat ini dengan sistem kendali tertentu yang sangat menentukan kestabilan terbang pesawat VTOL *fixed wing*.

Transisi dari mode terbang vertikal (*hover*) menuju ke mode jelajah (*cruise*) dengan cara merubah pendorong ke atas menjadi pendorong ke depan memerlukan algoritma yang kompleks agar kestabilan terbang dapat terjaga dengan baik. Pada saat mode transisi terdapat perubahan gaya angkat dan gaya dorong yang dihasilkan oleh aktuator sehingga memerlukan pengendalian untuk

mempertahankan kestabilannya. Kestabilan yang harus dijaga pada saat mode transisi meliputi *pitch*, *roll*, *yaw* dan *altitude*. Sikap pesawat yang paling dipengaruhi pada saat transisi yaitu *pitch* dan *altitude*. Selain perubahan gaya angkat dan gaya dorong pada saat mode transisi pesawat VTOL *fixed wing* juga mendapatkan berupa gangguan lingkungan seperti perubahan arah dan kecepatan angin yang perlu dikompensasi agar pesawat tetap dalam kondisi yang stabil. Parameter yang mempengaruhi kestabilan dan keberhasilan proses transisi yaitu *duration of transition* dan *cruise throttle transition* yang berbeda-beda dari setiap jenis pesawat. Oleh karena itu pada penelitian ini diteliti mengenai kombinasi yang optimal *duration of transition* dan *cruise throttle transition* untuk pesawat VTOL *fixed wing* jenis Skywalker.

Tinjauan Pustaka dan Pengembangan Hipotesis

Penelitian mengenai pesawat tanpa awak VTOL *fixed wing* telah dilakukan oleh peneliti sebelumnya yang mencakup optimalisasi desain maupun kendalinya.

Kekokohan kendali pada *quad tilt wing unmanned aerial vehicle* (UAV) pada saat mode *hover* dan mengalami gangguan dari lingkungan berupa arah dan kecepatan angin yang berubah-ubah. Penelitian dilakukan dengan tahap simulasi dan eksperimen, dengan perubahan variabel gangguan yang tidak linier. Pengendalian keempat *rotor* agar mempertahankan kestabilan menggunakan kendali PID, hasil penelitiannya menunjukkan dengan metode PID yang sederhana mampu menangani gangguan dari faktor lingkungan dengan baik [2].

Penelitian meliputi desain optimal pada saat pesawat *hover* dan *cruise* telah dilakukan. Pengujian dilakukan menggunakan simulator dan di laboratorium menggunakan *wind tunnel*. Dari hasil penelitian menunjukkan bahwa pesawat *tilt wing* dengan tiga *rotor* yang terletak pada ujung sayap masing-masing satu buah dan pada ekor pesawat satu buah mampu melakukan *hover* dan *cruise* dengan baik [3].

Penelitian kendali adaptif *tilt wing* UAV dilakukan di laboratorium NASA. Pada penelitiannya kendali adaptif diharapkan mampu menangani kondisi yang dinamis dalam skala yang besar, yang diimplementasikan pada pesawat GL-10 VTOL. Pada penelitiannya menerangkan bahwa untuk mengkompensasi *stall angle of attack* dari pesawat tanpa awak *tilt wing* diperlukan kendali yang *adapted*, di mana parameter pengendalian mampu untuk beradaptasi sesuai dengan besarnya gangguan [4].

Hybrid gas-electric tilt rotor UAV dikembangkan dengan konfigurasi empat buah *rotor* yang dapat berputar 90 derajat dan dengan sayap tetap dengan kemampuan terbang 3 jam. Pengendalian terbang menggunakan kendali PID menunjukkan hasil yang baik pada tahap simulasi [1].

Penelitian mengenai kendali VTOL *fixed wing* UAV dilakukan dengan mengkombinasikan beberapa kendali. Dari hasil simulasi pengendalian sikap menggunakan kendali P-PI dan pengendalian posisi menggunakan kendali PID menunjukkan pesawat VTOL *fixed wing* mampu mengkompensasi gangguan dengan baik [5].

Penelitian mengenai masalah pemodelan dari VTOL *fixed wing* dengan 6 *degree of freedom*, dengan fokus analisis pada proses transisi *hover to cruise*, hasil analisisnya menunjukkan bahwa kondisi non linier pada setiap mode (*hover mode* dan *transition mode*) sehingga desain pengendali harus disesuaikan dengan koefisien aerodinamis setiap mode. *Duration of transition* dan *cruise speed transition* pada setiap pesawat berbeda-beda, untuk mendapatkan proses transisi yang optimal diperlukan penalaan kedua parameter tersebut secara optimal pula [6].

Dari hasil penelitian sebelumnya menunjukkan bahwa kendali PID mampu menangani proses transisi *hover to cruise* pesawat tanpa awak VTOL *fixed wing* dengan baik pada tahapan simulasi. Pada penelitian ini akan dilakukan penalaan *duration of transition* dan *cruise speed transition* pada pesawat jenis VTOL Skywalker yang saat ini relative banyak digunakan untuk penelitian.

Hasil Dan Pembahasan

a. Implementasi Pesawat Tanpa Awak VTOL *Fixed wing*

Pesawat tanpa awak VTOL *fixed wing* yang dibuat yaitu model pesawat *fixed wing* Skywalker yang dipasang empat propeller di pada kedua belah sayapnya seperti pada Gambar 1. Pesawat memiliki 4 buah rotor dan propeller untuk menghasilkan gaya lift dan satu buah rotor dan propeller untuk pendorong. *Flight controller* yang digunakan yaitu Pixhawk 3DR PX4 dengan *ground station* menggunakan perangkat lunak “*Q Ground Control*” untuk memantau kondisi terbang dan untuk mengatur parameter-parameter terbang pesawat.



Gambar 1. Pesawat VTOL *Fixed Wing* Skywalker

b. Pengujian Fungsional Wahana

Pengujian fungsional wahana dilakukan untuk menguji fungsioanal dari fungsional pesawat dalam melakukan terbang secara vertikal (*hover*) dan terbang horizontal (*cruise*). Pengujian fungsional pertama dilakukan dengan cara menerbangkan pesawat dengan *mode quadcopter*, dari hasil pengujian menunjukkan bahwa pesawat dapat terbang secara vertikal dengan baik. Pengujian fungsional kedua dilakukan dengan menerbangkan pesawat dengan mode *cruise fixed wing* dengan bantuan *hand launch* saat *take off*. Dari hasil pengujian didapatkan bahwa menunjukkan pesawat dapat terbang dengan baik pada mode *cruise*.

c. Proses Transisi *Hover to Cruise*

Perpindahan dari mode setelah *vertikal take off* menjadi mode jelajah atau *hover to cruise* memerlukan penalaan terhadap beberapa parameter yang mengatur proses tersebut agar mendapatkan proses transisi yang halus dan stabil. Kestabilan dilihat dari perubahan *altitude* saat transisi, sikap

pesawat saat transisi dan sikap pesawat sesaat setelah transisi.

Parameter yang mempengaruhi proses transisi yang akan dibahas yaitu *duration of transistion* dan *cruise throttle transition*. *Duration of transition* yaitu waktu di mana proses transisi dilakukan dengan kondisi *rotor quadcopter* pemberi gaya *lift* dan rotor *pusher* pesawat *fixed wing Skywalker* berjalan bersama sama sehingga pesawat dapat bergerak melaju namun tetap dengan bantuan quad rotor pada saat mode tersebut untuk menghindari kondisi *stall* pesawat. *Cruise throttle transition* adalah nilai persentase putaran motor pendorong pesawat pada saat proses transisi *hover to cruise*.

Tabel 1. Hasil Pengujian Proses Transisi *Hover to Cruise*

No.	<i>Duration of Transistion (s)</i>	<i>Cruise Throttle Transistion (%)</i>	<i>Differential altitude (m)</i>	<i>Distance of transition (m)</i>	<i>Steady state time (s)</i>
1	3	50	7	43	14
2	4	50	6	41	13
3	5	50	5	40	12
4	6	50	4	37	12
5	7	50	4	32	10
6	8	50	2	25	10
7	9	50	2	22	9
8	10	50	2	19	9
Rata-rata			4	32.375	11.125
9	3	75	4	36	12
10	4	75	4	33	11
11	5	75	4	27	10
12	6	75	3	25	9
13	7	75	2	24	7
14	8	75	2	20	7
15	9	75	2	17	7
16	10	75	2	16	7
Rata-rata			2.875	24.75	8.75
17	3	100	3	28	11
18	4	100	2	26	10
19	5	100	2	23	9
20	6	100	2	22	8
21	7	100	2	20	7
22	8	100	2	17	7
23	9	100	1	16	7
24	10	100	1	14	7
Rata-rata			1.875	20.75	8.25

Tabel 1 menunjukkan hasil pengujian *hover to cruise* pesawat tanpa awak VTOL *fixed wing* jenis Skywalker. Pengujian dilakukan dengan melakukan penalaan *duration of transistion* dikombinasikan dengan *cruise throttle transition*. *Duration of transition* divariasikan dengan nilai 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, dan 10 detik dengan kombinasi *cruise throttle transition* 50%, 75% dan 100%. Variabel respon yang diamati yaitu *differential altitude*, *distance of transistion* dan *steady state time*.

Differential altitude adalah selisih ketinggian maksimum yang dialami oleh pesawat pada saat *hover* sebelum transisi dan pada saat transisi, yang disebabkan gaya *lift* pesawat belum optimal karena kecepatan pesawat pada saat transisi belum mencapai kecepatan minimum untuk mode *cruise* sehingga pesawat mengalami penurunan ketinggian sesaat. *Distance of transition* merupakan jarak yang ditempuh pesawat pada saat mulai melakukan transisi hingga dapat terbang dengan mode *cruise* secara stabil. *Steady state time* yaitu waktu yang diperlukan oleh pesawat dari awal mulai transisi hingga dapat terbang dengan mode *cruise* secara stabil.

Pada saat kondisi *cruise throttle transition* 50% dengan variasi *duration of transition* 3 detik hingga 10 detik memiliki rata-rata *differential altitude* sebesar 4 meter, rata-rata *distance of transition* sebesar 32.375 meter dan rata-rata *steady state time* 11.125 detik. Pada kombinasi *cruise throttle transition* 75% dengan variasi *duration of transition* 3 detik hingga 10 detik memiliki rata-rata *differential altitude* sebesar 2.875 meter, rata-rata *distance of transition* sebesar 24.75 meter dan rata-rata *steady state time* 8.75 detik. Sedangkan pada kombinasi *cruise throttle transition* 75% dengan variasi *duration of transition* 3 detik hingga 10 detik memiliki rata-rata *differential altitude* sebesar 2.875 meter, rata-rata *distance of transition* sebesar 24.75 meter dan rata-rata *steady state time* 8.75 detik.

Hasil pengujian menunjukkan bahwa dengan *cruise throttle transition* 100% menghasilkan proses transisi yang optimal dengan *differential altitude* minimal, *distance of transition* minimal dan waktu menuju *steady state* minimal. Dengan *duration of transition* 7, 8, 9 dan 10 detik dan *cruise throttle transition* sebesar 100% memiliki *steady state time* 7 detik yang menunjukkan bahwa waktu yang dibutuhkan untuk menuju transisi optimal hanya 7 detik. Dengan *duration of transition* 7, 8, 9 dan 10 detik dan *cruise throttle transition* sebesar 75% memiliki *steady state time* 7 detik pula, sama dengan kondisi *cruise throttle transition* sebesar 100%, namun dengan *differential altitude* dan *distance of transition* yang lebih besar.

Kesimpulan

Kesimpulan dari penelitian Kendali Mode Transisi *Hover to Cruise* Pada Pesawat Tanpa Awak VTOL *Fixed wing* yaitu kombinasi *duration of transition* 7 detik dan *cruise throttle transition* 100% menghasilkan proses transisi yang optimal untuk pesawat VTOL *fixed wing* Skywalker yaitu dengan nilai *differential altitude*, *distance of transition* dan *steady state time* yang minimal. Kombinasi *duration of transition* 7 detik dan *cruise throttle transition* 100% serta kombinasi *duration of transition* 7 detik dan *cruise throttle transition* 75% memiliki *steady state time* yang sama, namun dengan *differential altitude* dan *distance of transition* yang lebih besar untuk *cruise throttle transition* 75%.

Dalam penelitian ini masih terdapat kekurangan dan keterbatasan, untuk memperbaikinya penulis memberi saran untuk penelitian selanjutnya yaitu dengan melakukan variasi pada parameter pengatur proses transisi selain *duration of transition* dan *cruise throttle transition*, serta perlu dilakukan penelitian lebih lanjut penalaan *duration of transition* dan *cruise throttle transition* untuk proses *cruise to hover*.

Daftar Pustaka

- [1] Cetinsoy, E., 2015, Design and Control of a Gas-Electric Hybrid Quad TiltRotor UAV with Morphing Wing, *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Denver Marriott Tech Center Denver, Colorado, USA, June 9-12, 2015
- [2] Hancer, C., Oner, K.T., Sirimoglu, E., Cetinsoy, E., Unel, E., 2010, Robust *Hovering* Control of a Quad Tilt-Wing UAV, *IEEE (978-1-4244-5226-2/10)*
- [3] Lindqvist, A., Fresk, E., Nikolakopoulos, G., 2015, Optimal Design and Modeling of a Tilt Wing Aircraft, *23rd Mediterranean Conference on Control and Automation (MED)*, June 16-19, 2015. Torremolinos, Spain.
- [4] Gregory, I.M., 2015, Adaptive Control for Tilt-Wing VTOL UAV, *American Control Conference Palmer House Hilton*, July 1-3, 2015. Chicago, IL, USA.
- [5] Small, E., Fresk, E., Andrikopoulos, G., Nikolakopoulos, G., 2016, Modelling and Control of a Tilt-Wing Unmanned Aerial Vehicle, *24th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED)*, June 21-24, 2016, Athens, Greece
- [6] Liang, C., Cai, C., 2017, Modeling of a rotor/fixed-wing hybrid unmanned aerial vehicle, *Proceedings of the 36th Chinese Control Conference*, July 26-28, 2017, Dalian, China