

PERANCANGAN SELF BALANCING PITCH CONTROL DENGAN METODE KONTROL FUZZY PADA UNMANNED AERIAL VEHICLE FIXED WING

Aristya Panggi Wijaya^{*)}, Aris Triwiyatno, and Budi Setiyono

Jurusan Teknik Elektro, Universitas Diponegoro Semarang
Jl. Prof. Sudharto, SH, Kampus UNDIP Tembalang, Semarang 50275, Indonesia

^{*)}E-mail : ars_q@yahoo.com

Abstrak

Dalam merancang sebuah UAV terjadinya kesalahan akibat terlambatnya respon sistem terhadap sinyal referensi dari pilot dan kurangnya kestabilan dalam kondisi datar akibat gangguan maupun beban mekanik yang tidak seimbang akan mengakibatkan UAV tidak dapat dikontrol bahkan mengakibatkan UAV tidak dapat mempertahankan kondisi terbang. Pada penelitian ini dilakukan perancangan suatu metode pengontrolan elevator, rudder, dan throttle menggunakan referensi sinyal dari pemancar remot yang dapat dikontrol secara jarak jauh dan pengontrolan sudut pitch dari wahana terbang UAV bersayap tetap yang dapat mempertahankan keseimbangan atau kondisi datar secara otomatis (self balancing). Penelitian ini menghasilkan purwarupa wahana terbang tak berawak (unmanned aerial vehicle) yang dapat dikontrol secara nirkabel secara jarak jauh dan memiliki kemampuan untuk mempertahankan keseimbangan sudut pitch pada kondisi datar (self balancing). Berdasarkan hasil pengujian menunjukkan bahwa metode kontrol fuzzy dapat diterapkan dalam pengontrolan pitch sistem wahana terbang tak berawak (unmanned aerial vehicle). Perbaikan kinerja sistem dengan kontroler fuzzy ditunjukkan dengan hasil keluaran RMSE dengan pengujian gangguan hidung UAV ke atas nilainya hingga sebesar 5,737%. dan gangguan hidung UAV ke bawah yang nilainya hingga sebesar 4,6285% dibandingkan dengan nilai RMSE dengan kontrol open-loop yang nilainya sebesar 27,549% terhadap acuan kondisi datar sudut pitch 0 derajat.

Kata kunci : Self-balancing, sudut pitch, UAV bersayap tetap, kontrol fuzzy

Abstract

In designing an UAV, error caused by the delay in UAV response system to the reference control signal from the pilot and the lack of stability in flat conditions due to interference or unbalanced mechanical load will lead UAV uncontrolled even result UAVs can not maintain flight conditions. This research was conducted to devise a method of controlling an elevator, rudder and throttle using a reference signal from a remote transmitter that can be controlled remotely and controlling the pitch angle of a fixed wing UAV flying vehicle that can maintain balance or flat conditions automatically (self-balancing). This research resulted in a prototype of unmanned aerial vehicle that can be wirelessly controlled and have the ability to maintain balance on the pitch angle of the flat conditions (self-balancing). Based on the test results indicate that the fuzzy control methods can be applied in the pitch control system of unmanned flying vehicle (unmanned aerial vehicle) Improvement of the performance of the system with fuzzy controller is shown with output RMSE with interference testing UAV nose up the RMSE value up to 5.737%. and disruption UAV nose down the RMSE value up to 4.6285% compared to the value of RMSE with open-loop control whose value amounted to 27.549% of the reference conditions of a flat pitch angle of 0 degrees.

Keyword : Self-balancing, pitch angle, UAV fixed wing, fuzzy control

1. Pendahuluan

Setelah penemuan pesawat terbang yang revolusioner oleh Wright Bersaudara, wahana terbang mulai mengadaptasi suatu konsep metode pengontrolan yang dapat mempermudah pekerjaan dari Pilot. Saat ini

perancangan suatu wahana terbang menitikberatkan pada sistem kontrol otomatis untuk memonitor dan mengontrol seluruh subsistem yang ada dalam suatu wahana terbang. Pengembangan suatu sistem kontrol otomatis memiliki peranan penting dalam perkembangan dalam dunia penerbangan sipil maupun militer [1][3].

Dalam perkembangan selanjutnya dari teknologi telekomunikasi dan dirantara adalah terciptanya suatu teknologi yang menggabungkan antara informasi suatu keadaan lokasi tertentu dengan tingkat jelajah tinggi yaitu melalui udara dengan wahana terbang tanpa awak, teknologi tersebut disebut *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV).

Salah satu unsur penting yang ada dalam pengontrolan kestabilan UAV *Fixed Wing* adalah pengontrolan sudut pitch (*pitching*). *Pitching* merupakan gerakan menggantung atau gerakan keatas dan kebawah dari hidung pesawat, *pitching* bergerak pada sumbu longitudinal pesawat. Gerakan *pitching* dilakukan pada saat pesawat akan melakukan *take off* (pada saat *climbing* atau terbang menanjak) dan *landing* (pada saat *descent* atau terbang menurun).

Untuk mempertahankan kestabilan pitch dari UAV diperlukan sensor yang dapat menghasilkan data sudut sebagai pembandingan dan memberikan data *setpoint* yang kita inginkan. Data sensor *Motion Processing Unit* 6050 dapat digunakan untuk merancang suatu sistem otomatis berdasarkan referensi posisi objek [4]. Sensor ini merupakan gabungan 2 sensor, yaitu akselerometer dan giroskop. Berdasarkan penelitian sebelumnya yang dilakukan di Jurusan S-1 Teknik Elektro Universitas Diponegoro dan referensi jurnal penelitian yang dilakukan oleh perguruan tinggi maupun organisasi riset yang ada di dunia, data keluaran dari sensor akselerometer dan giroskop dapat digunakan untuk mengonversi kordinat *body* dari suatu objek menjadi kordinat bumi [5][11]. Data posisi sudut pitch digunakan untuk menentukan bukan defleksi motor servo *elevator* untuk mempertahankan kondisi datar UAV terhadap kordinat bumi.

Telah banyak teknik yang dikembangkan untuk mengontrol suatu sistem dinamik menggunakan kontrol umpan balik seperti kontrol PID, Kontrol LQ, dan MPC. Namun sangat sedikit teknik kontrol yang dapat secara nyata diimplementasikan dalam aplikasi dunia penerbangan. Alasan utama tidak diimplementasikan teknik kontrol optimal tingkat lanjut adalah teknik kontrol ini sulit dipahami secara intuisi dan dalam dunia penerbangan keamanan merupakan prioritas utama sehingga teknik kontrol yang kurang dipercaya secara intuisi tidak diimplementasikan dalam wahana terbang yang sesungguhnya [1]. Metode kontrol *fuzzy* dapat digunakan untuk dapat memberikan data *setpoint* dan mempertahankan kestabilan keluaran subsistem UAV terhadap sinyal referensi pada *setpoint* yang diinginkan [1], [12][18].

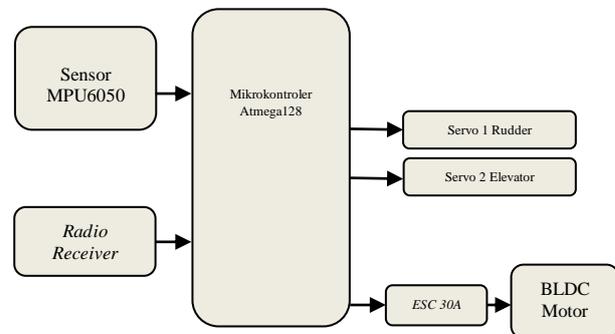
Penelitian dalam ini bertujuan untuk merancang suatu metode pengontrolan *elevator*, *rudder*, dan *throttle* menggunakan referensi sinyal dari pemancar remot yang dapat dikontrol secara jarak jauh dan pengontrolan pitch dari wahana terbang UAV *fixed wing* yang dapat mempertahankan keseimbangan atau kondisi datar secara otomatis (*self balancing*) untuk meningkatkan kehandalan pesawat dan mempermudah pengontrolan dari wahana terbang UAV *fixed wing* oleh Pilot.

2. Metode

2.1. Perancangan Perangkat Keras

2.1.1. Perancangan sistem elektronika

Blok rancangan rancangan sistem elektronika sistem *Self Balancing Pitch Control* pada *Unmanned Aerial Vehicle* dapat dilihat pada Gambar 1.

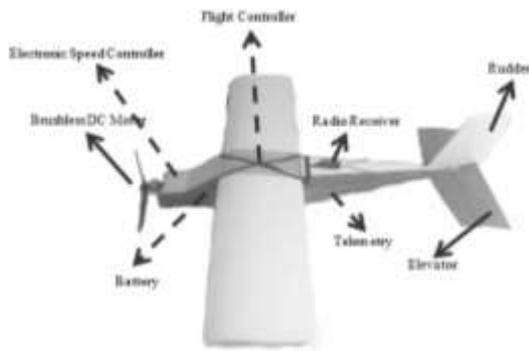


Gambar 1 Desain sistem elektronika pada UAV

Pada Gambar 1 terlihat bahwa terdapat dua masukan utama yaitu keluaran sensor MPU-605 dan Sinyal dari penerima radio. Aktuator yang digunakan dalam sistem adalah berupa servo *rudder*, servo *elevator* dan *brushless* DC Motor. Keseluruhan aktuator berfungsi untuk mengatur gerakan maupun kecepatan sistem UAV serta untuk mengatur perubahan sudut orientasi sistem terhadap bumi.

2.1.2. Desain Mekanik *Unmanned Aerial Vehicle*

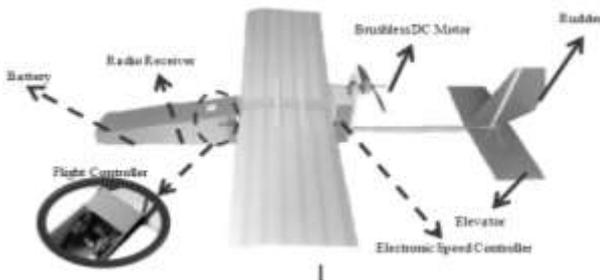
Dalam Penelitian ini dibuat dua buah purwarupa *Unmanned Aerial Vehicle*. Masing-masing dibuat untuk keperluan pengujian yang berbeda. Pengujian metode kontrol dilaksanakan menggunakan desain mekanik yang ditunjukkan pada Gambar 2. Untuk pengujian terbang menggunakan desain mekanik yang ditunjukkan pada Gambar 3. Tabel dari masing-masing desain mekanik yang digunakan dalam Penelitian ini tercantum dalam Tabel 1 dan Tabel 2.



Gambar 2. Desain mekanik untuk pengujian metode kontrol fuzzy

Tabel 1. Spesifikasi desain mekanik untuk pengujian metode kontrol fuzzy.

No	Spesifikasi	Ukuran
1	Panjang fuselage	78 cm
2	Panjang wingspan	110 cm
3	Jenis Motor	BLDC 500 W
4	Baling-baling	11 inch 3 blade



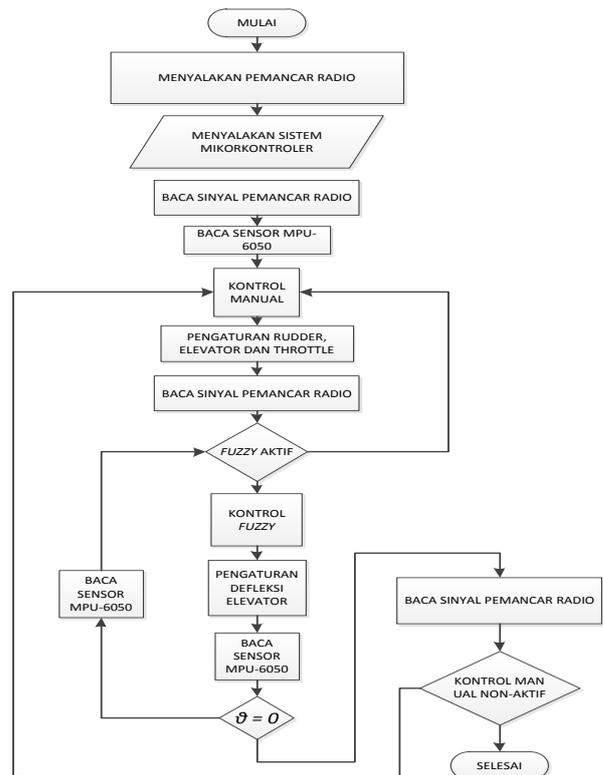
Gambar 3. Desain mekanik untuk pengujian terbang.

Tabel 2. Spesifikasi desain mekanik untuk pengujian terbang

No	Spesifikasi	Ukuran
1	Panjang fuselage	112 cm
2	Panjang wingspan	100 cm (Dihedral)
3	Jenis Motor	BLDC 230 W
4	Baling-baling	11 inch 2 blade

2.2. Perancangan Program Utama

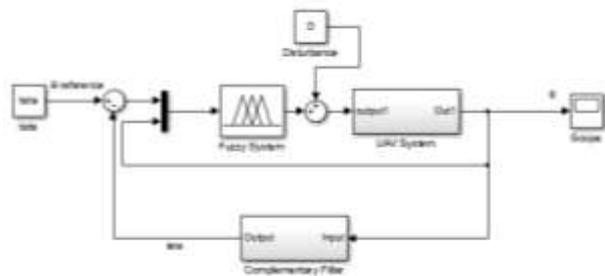
Perancangan perangkat lunak program utama ini secara garis besar bertujuan untuk mengatur keseluruhan kerja sistem seperti pengaturan pengambilan data sensor, proses pembacaan sinyal pemancar radio, pengaturan kontroler dan pengaturan aktuator yang ada dalam sistem. Diagram alir program utama dapat dilihat pada Gambar 4.



Gambar 4. Diagram alir program utama

2.3. Perancangan Kontroler Fuzzy

Dalam Penelitian *Self Balancing Pitch Control* pada *Unmanned Aerial Vehicle* kontroler menggunakan logika fuzzy. Nilai fungsi keanggotaan dari kontroler fuzzy diperoleh dari data sensor posisi yang sebelumnya sudah di uji pada beberapa derajat kemiringan. Nilai fungsi keanggotaan inilah yang nantinya akan menjadi parameter penentuan sudut defleksi aktuator berupa motor servo elevator. Secara umum, diagram blok kontroler ditunjukkan oleh Gambar 5.

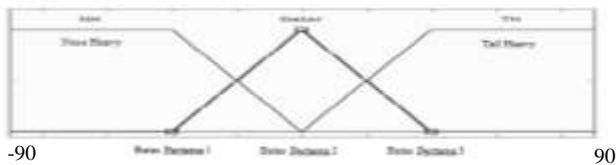


Gambar 5. Diagram blok pengendali sistem fuzzy.

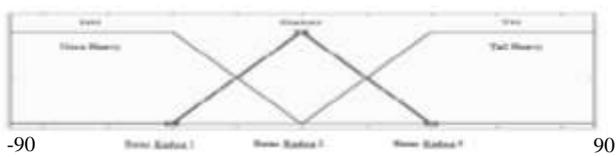
a. Fuzifikasi

Proses fuzzifikasi memetakan masukan dan keluaran dari variabel tegas kedalam variabel linguistik. Tidak ada aturan yang baku dalam pemilihan fungsi keanggotaan himpunan fuzzy, tetapi penggunaan fungsi keanggotaan

harus mewakili karakteristik himpunan fuzzy yang dibutuhkan. Masukan yang digunakan dalam pengendali *fuzzy* didapatkan dari sudut pitch hasil keluaran tapis komplementer dan kecepatan sudut pitch (*pitch rate*) hasil keluaran sensor giroskop. Perancangan himpunan keanggotaan untuk sudut pitch hasil keluaran tapis komplementer ditunjukkan pada Gambar 7 dan himpunan keanggotaan untuk kecepatan sudut pitch (*pitch rate*) hasil keluaran sensor giroskop ditunjukkan pada Gambar 6. Variasi untuk fungsi keanggotaan kedua yang digunakan dalam penelitian ini untuk kedua masukan adalah untuk fungsi keanggotaan segitiga dengan nilai $a = -8, -10, -12$; nilai $b = 0$, dan nilai $c = -8, -10, -12$



Gambar 6. Himpunan keanggotaan masukan *pitch rate* (q)



Gambar 7. Himpunan keanggotaan masukan sudut *pitch complementary filter* (θ)

b. Logika Pengambilan Keputusan

Perancangan basis aturan dapat dilihat pada Tabel 3. Nilai-nilai dan parameter yang digunakan dalam perancangan basis aturan *fuzzy* didapat menggunakan metode *try and error* dan berdasarkan intuisi yang didapat melalui pengalaman dan percobaan dalam menerbangkan suatu *Unmanned Aerial Vehicle*.

Tabel 3. Basis aturan fuzzy self balancing pitch

$q \backslash \theta$	NH	Datar	TH
NH	10	90	170
Datar	10	90	170
TH	10	90	170

c. Defuzzifikasi

Defuzzifikasi adalah proses perubahan kembali besaran *fuzzy* yang ditampilkan dalam bentuk himpunan-himpunan dengan fungsi keanggotaannya untuk menjadi bentuk data *crisp* (nilai sebenarnya/ nilai tegas). Proses perubahan data *fuzzy* menjadi data *crisp* diperlukan karena plant hanya mengenal nilai tegas yang sesungguhnya sebagai besaran untuk regulasi prosesnya. Metode defuzzifikasi yang digunakan adalah metode *weighted average*. Metode ini sesuai digunakan untuk komputasi pembobotan bukaan defleksi elevator yang pengalinya berupa kontanta [19].

3. Hasil dan Analisa

Pengujian keseluruhan sistem meliputi pengujian perangkat keras dan perangkat lunak. Pengujian perangkat keras meliputi pengambilan pembacaan sinyal radio receiver untuk pengontrolan motor servo mapupun ESC dan pengujian sensor posisi IMU MPU-6050. Pengujian perangkat lunak meliputi pengujian kontrol *open-loop* dan metode kontrol *fuzzy* dengan pemberian gangguan terhadap sudut pitch.

3.1. Pengujian Perangkat Keras

3.1.1. Pengujian Pengontrolan Motor Servo dan Sinyal masukan ke ESC terhadap keluaran sinyal dari penerima sinyal radio.

Pengujian sinyal untuk motor servo dan sinyal masukan untuk *Electronic Speed Controller* dilakukan dengan membandingkan 50 data nilai keluaran pembacaan sensor hasil dari perubahan *joystick* pada *radio transmitter* untuk masing-masing channel dengan keluaran sinyal PWM sebagai masukan untuk motor servo dan *Electronic Speed Controller*. Gerakan tuas stik pada *radio transmitter* digunakan sebagai referensi untuk mengatur bukaan defleksi motor servo *rudder* dan *elevator* serta untuk pengaturan kecepatan putaran *Brushless DC Motor*.

Tabel 4. Respon sinyal masukan aktuator dan sinyal referensi dari radio receiver

No.	Ch2	Ch3	Ch1	Output Elevator	Output Throttle	Output Rudder
1	373	267	373	100	68	93
2	373	268	268	100	68	68
3	371	267	371	100	68	93
4	372	267	372	100	68	93
5	247	268	374	63	68	96
6	323	302	387	81	73	98
7	485	305	501	115	77	117
8	502	306	371	125	77	93
9	499	307	372	124	77	93
10	396	280	407	99	75	94

Keterangan:

Ch1 = Merupakan variabel masukan ke dalam mikrokontroler yang merupakan sinyal referensi hasil bacaan sinyal keluaran penerima radio untuk mengontrol aktuator *rudder*.

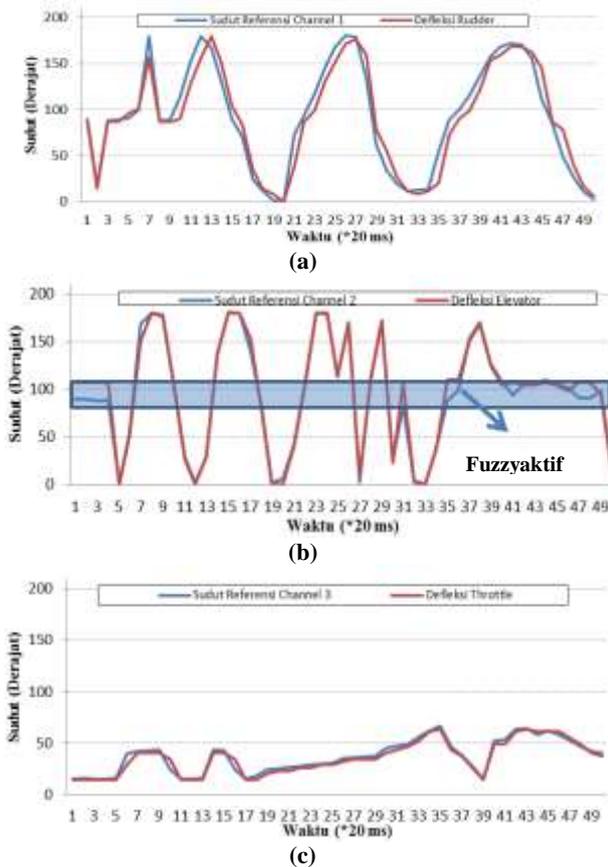
Ch2 = Merupakan variabel masukan ke dalam mikrokontroler yang merupakan sinyal referensi hasil bacaan sinyal keluaran penerima radio untuk mengontrol aktuator *elevator*.

Ch3 = Merupakan variabel masukan ke dalam mikrokontroler yang merupakan sinyal referensi hasil bacaan sinyal keluaran penerima radio untuk mengontrol aktuator *throttle*.

Pada Tabel 4 tersaji beberapa hasil respon sistem. Perhitungan untuk mengonversi sinyal masukan ke mikrokontroler ATmega128 menjadi sinyal masukan ke aktuator menggunakan persamaan 3.1 dan persamaan 3.2. Untuk grafik respon sistem yang diambil saat pengujian ditunjukkan pada Gambar 8.

$$out = (nilai_{channel} - Nilai_{minimum})/1.427 \quad (3.1)$$

$$motorservo1 = (out/2.9) + 63 \quad (3.2)$$



Gambar 8. Grafik respon sinyal masukan aktuator dan sinyal referensi dari radio receiver
 (a) Grafik perbandingan masukan dari Channel 1 dan keluaran rudder.
 (b) Grafik perbandingan masukan dari Channel 2 dan keluaran elevator.
 (c) Grafik perbandingan masukan dari Channel 3 dan keluaran throttle.

Berdasarkan data yang terlihat pada Gambar 8 terlihat bahwa keluaran sudah mengikuti sinyal referensi dengan baik. Sedikit perbedaan yang terjadi dikarenakan pengondisian pada perhitungan dalam mikrokontroler untuk mencegah terjadinya osilasi pada gerakan motor servo maupun sinyal ke *electronic speed controller* serta kondisi aktif kontroler sudah sesuai dengan perancangan sistem.

3.1.2. Pengujian sensor MPU-6050

A. Sensor Akselerometer

Pengujian terhadap sensor accelerometer dilakukan dengan membandingkan keluaran dari sensor berupa sudut kemiringan yang ditampilkan di grafik dengan busur derajat. Kemampuan sensor ini dalam membaca sudut kemiringan mempunyai jangkauan sebesar -180° sampai 180° . Dikarenakan self-balancing pitch control hanya menggunakan batas variasi fuzzy antara -8° sampai 12° dan 8° sampai 12° sudut di luar rentang tersebut akan mengakibatkan bukaan defleksi elevator adalah 80° pada skala 180° , maka pengujian sudut kemiringan sensor accelerometer hanya dilakukan pada jangkauan 50° sampai -50° dengan kelipatan 10° . Data hasil pengukuran sudut Roll yang dilakukan ditunjukkan pada Tabel 5.

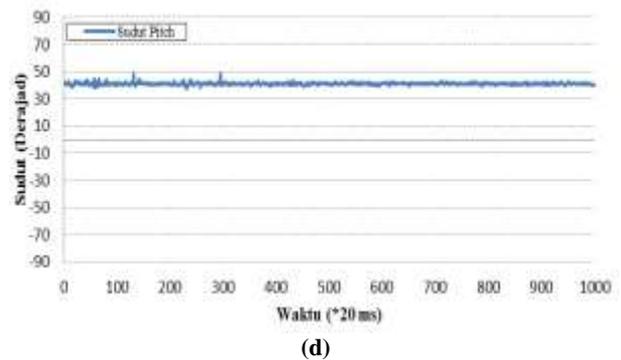
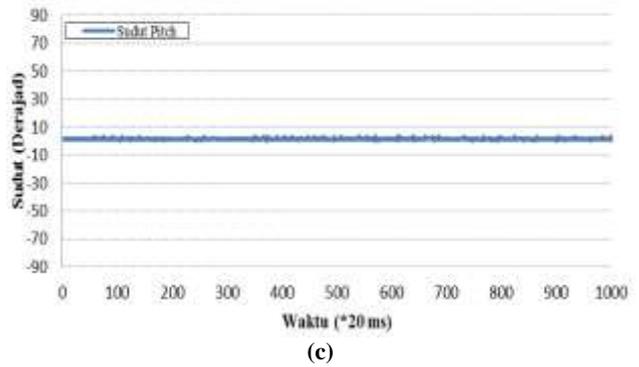
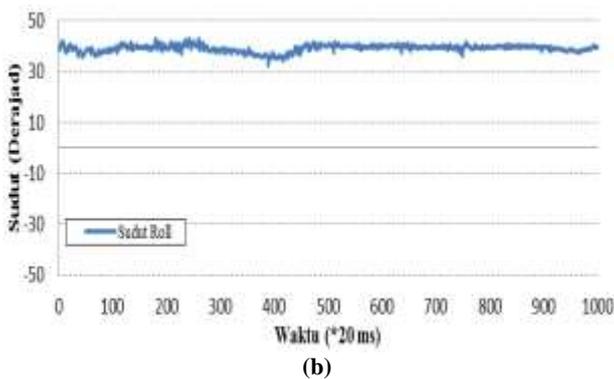
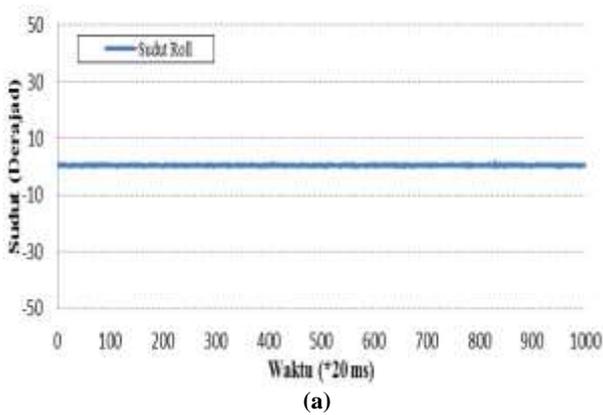
Pada Tabel 5 dan Tabel 6 terlihat bahwa terdapat nilai *Root Mean Square Error* yang nilainya sebesar 0.495% untuk sudut roll dan 0.465% untuk sudut pitch. Untuk pengujian pada 20 data pada masing-masing sudut roll nilai RMSE sebesar 0,443571% dan pada hasil pengujian sudut pitch untuk 20 data untuk masing-masing sudut antara -50° sampai dengan 50° nilai RMSE yang didapat sebesar 0.567198%. Nilai ini disebabkan oleh getaran yang ditimbulkan saat pengujian karena sensor akselerometer sangat peka terhadap getaran. Untuk meminimalisir gangguan akibat karakteristik sensor yang sangat peka dengan getaran untuk pengukuran sudut orientasi dibutuhkan nilai kompensasi yang berasal dari sensor giroskop.

Tabel 5. Hasil Pengukuran sudut roll akselerometer

Sudut aktual ($^{\circ}$)	Sudut sensor accelerometer ($^{\circ}$)	Error ($^{\circ}$)
-50	-50,7	-0,70
-40	-40,3	-0,30
-30	-30,4	-0,40
-20	-20,2	-0,20
-10	-9,8	0,20
0	0,7	0,70
10	9	-1,00
20	20	0,00
30	28,3	-1,70
40	39,1	-0,90
50	51,3	1,30
RMSE (%)		0,46481112

Tabel 6. Hasil Pengukuran sudut pitch akselerometer

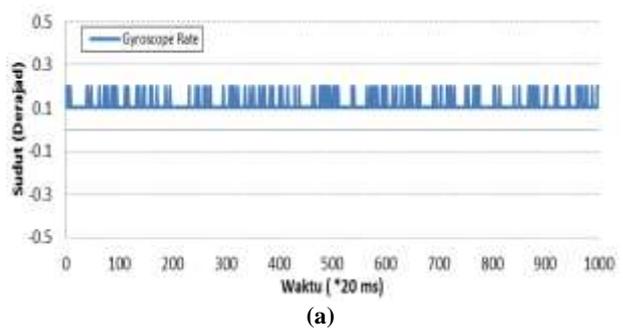
Sudut aktual (°)	Sudut sensor accelerometer (°)	Error (°)
-50	-48,2	1,80
-40	-40,3	-0,30
-30	-30,3	-0,30
-20	-20,1	-0,10
-10	-10	0,00
0	1,8	1,80
10	9	-1,00
20	20,5	0,50
30	29,7	-0,30
40	40,6	0,60
50	50,6	0,60
RMSE (%)		0,4949237

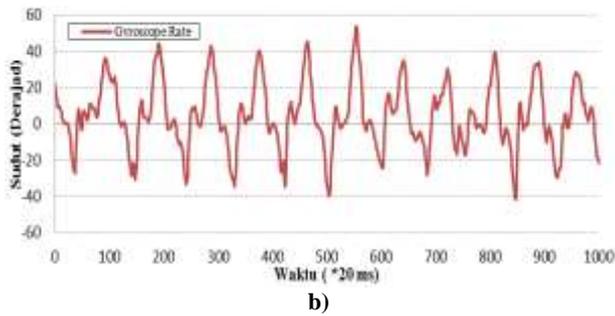


Gambar 9. Grafik sudut :
 (a) roll 0° (b) roll 40°
 (c) pitch 0° (d) pitch 40°

B. Sensor Giroskop.

Pengujian sensor giroskop dilakukan dengan melakukan pengamatan karakteristik keluaran sensor giroskop dalam kondisi diam dan dalam kondisi berputar. Grafik data keluaran sensor giroskop dapat dilihat pada Gambar 10.





Gambar 10. Grafik keluaran sensor gyroscope :
 (a) Saat kondisi diam
 (b) Saat kondisi berotasi

3.2. Pengujian Perangkat Lunak

Untuk pengujian yang pertama yaitu pengujian hasil keluaran sudut pitch tapis komplementer yang digunakan sebagai masukan ke kontroler fuzzy. Selanjutnya adalah pengujian perangkat lunak dengan pemberian gangguan pada kontroler fuzzy serta pengujian pengaruh variasi nilai batas Membership function pada proses fuzifikasi dan melihat respon sistem yang dihasilkan. Nilai batas pertama dan batas ketiga pada membership function tengah untuk input pitch rate dan pitch angle tapis komplementer diujikan terhadap 3 variasi yang berbeda-beda yaitu batas $\pm 8^\circ$, $\pm 10^\circ$, dan $\pm 12^\circ$ sedangkan batas kedua untuk ketiga variasi adalah 0° dan penentuan variasi berdasarkan metode *try and error*.

3.2.1. Pengujian Tapis Komplementer

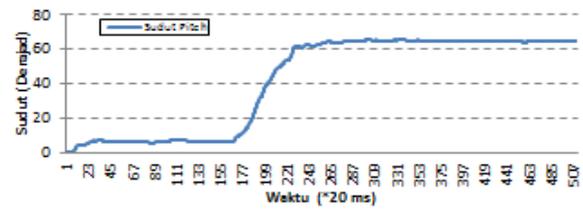
Pengujian perangkat lunak algoritma tapis komplementer dilakukan dengan membandingkan antara RMSE keluaran sudut pitch sensor akselerometer tanpa menggunakan tapis komplementer dan hasil keluaran tapis komplementer yang telah digabungkan dengan keluaran sensor giroskop. Data hasil keluaran tapis komplementer dapat dilihat pada Tabel 7 dengan nilai RMSE sebesar 0,0807%. Dari hasil pengujian pada 20 data pada rentang sudut -40° sampai dengan 40° nilai RMSE keluaran tapis komplementer sebesar 0,060346963% lebih baik dibandingkan nilai keluaran sudut posisi pitch tanpa menggunakan tapis komplementer yang ditunjukkan pada Tabel 6.

Tabel 7. Pengukuran sudut pitch Tapis komplementer

Sudut aktual ($^\circ$)	Sudut sensor akselerometer ($^\circ$)	Error ($^\circ$)
-40	-39,9	0,10
-30	-30	0,00
-20	-20	0,00
-10	-10	0,00
0	0	0,00
10	10,1	0,10
20	20,4	0,40
30	30,1	0,10
40	40	0,00
RMSE (%)		0,0807

3.2.2. Pengujian Kontrol Open-Loop

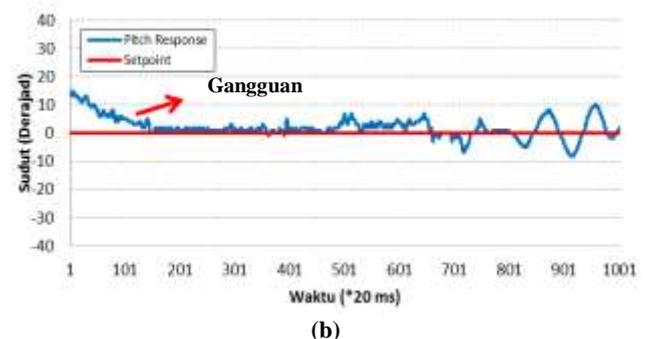
Pengujian kontrol *open-loop* membuktikan bahwa jika sistem terkena gangguan maka sistem tidak dapat mempertahankan kembali kondisi datar nol derajat pada sumbu longitudinal. Hal ini ditunjukkan pada Gambar 11. sistem yang terdapat gangguan pada ekor (*tail*) menyebabkan kondisi *tail heavy* sehingga sistem tidak dapat mempertahankan kondisi seimbang datar terhadap sumbu longitudinal. Berdasarkan hasil pengujian didapatkan nilai RMSE sebesar 27.549%.

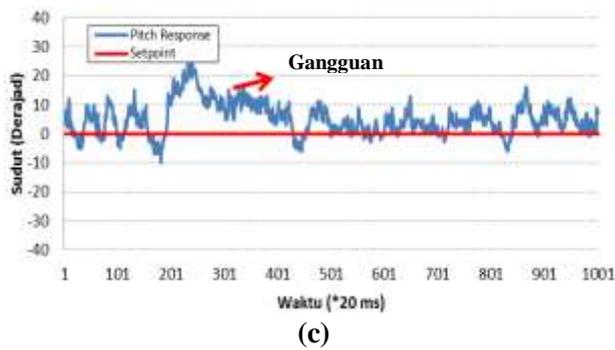


Gambar 11. Grafik respon kontrol open loop sistem UAV

3.2.3. Pengujian dengan Gangguan Pitch ke atas

Dalam metode pengujian ini dilakukan pengamatan respon sistem saat kondisi *Tail Heavy* dimana dilakukan analisis respon sistem keluaran nilai sudut pitch dibandingkan dengan nilai set point kondisi datar yaitu 0 derajat. Data respon pitch dari sistem dengan gangguan pitch ke atas ditunjukkan pada Gambar 12.



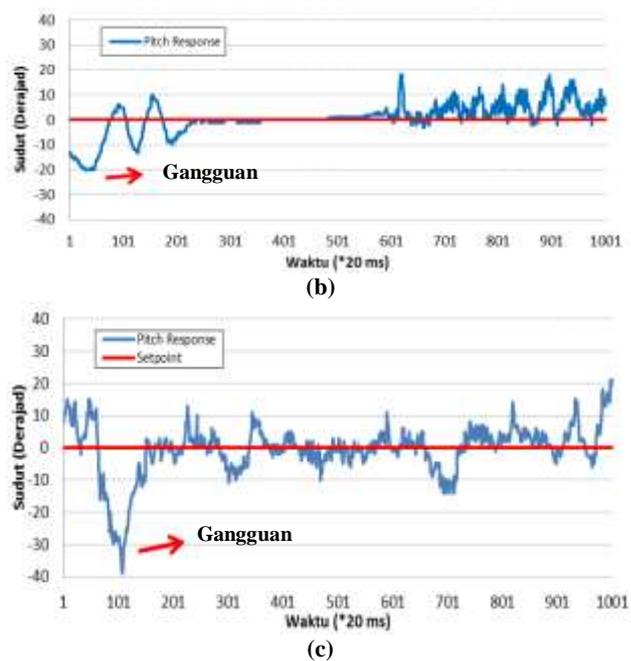
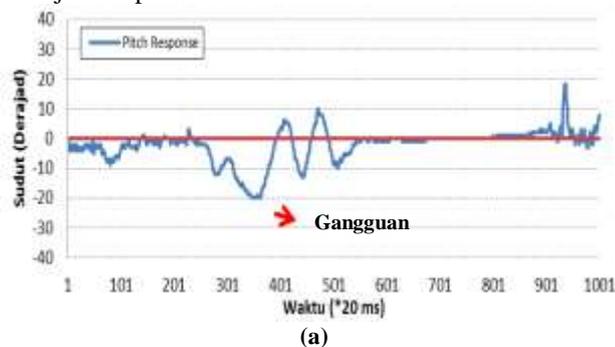


Gambar 12. Respon sistem dengan gangguan ke atas :
 (a) Respon sistem dengan variasi ke-1 ($\pm 12^0$)
 (b) Respon sistem dengan variasi ke-2 ($\pm 10^0$)
 (c) Respon sistem dengan variasi ke-3 ($\pm 8^0$)

Dalam grafik yang ditunjukkan pada Gambar 12 terlihat bahwa respon sistem sangat dipengaruhi oleh getaran. Karena besarnya getaran yang mengenai sensor menimbulkan data keluaran sistem menjadi berisilasi di sekitar *set point* meskipun sudah menggunakan tapis komplementer untuk meminimalisir getaran pada sistem. Kontroler *fuzzy* sudah bekerja dengan baik dalam memperbaiki nilai galat akibat gangguan pitch ke atas. Saat terjadi gangguan pitch ke atas kontroler *fuzzy* mengatur defleksi elevator untuk mengembalikan kondisi sudut pitch ke posisi datar 0^0 . Pada variasi pengujian didapatkan nilai RMSE sebesar 7,538% pada variasi 1, 4,0995% pada variasi 2 dan 5,5736% pada variasi 3.

3.2.4. Pengujian dengan Gangguan Pitch ke bawah

Dalam metode pengujian ini dilakukan pengamatan respon sistem saat kondisi *Nose Heavy* dimana dilakukan analisis respon sistem keluaran nilai sudut pitch dibandingkan dengan nilai *set point* kondisi datar (0^0). Saat kondisi *nose heavy* akan membuka ke atas untuk memberi gaya berlawanan agar pesawat dapat mempertahankan kondisi kembali menjadi datar. Data respon pitch dari sistem dengan gangguan pitch ke atas ditunjukkan pada Gambar 13.

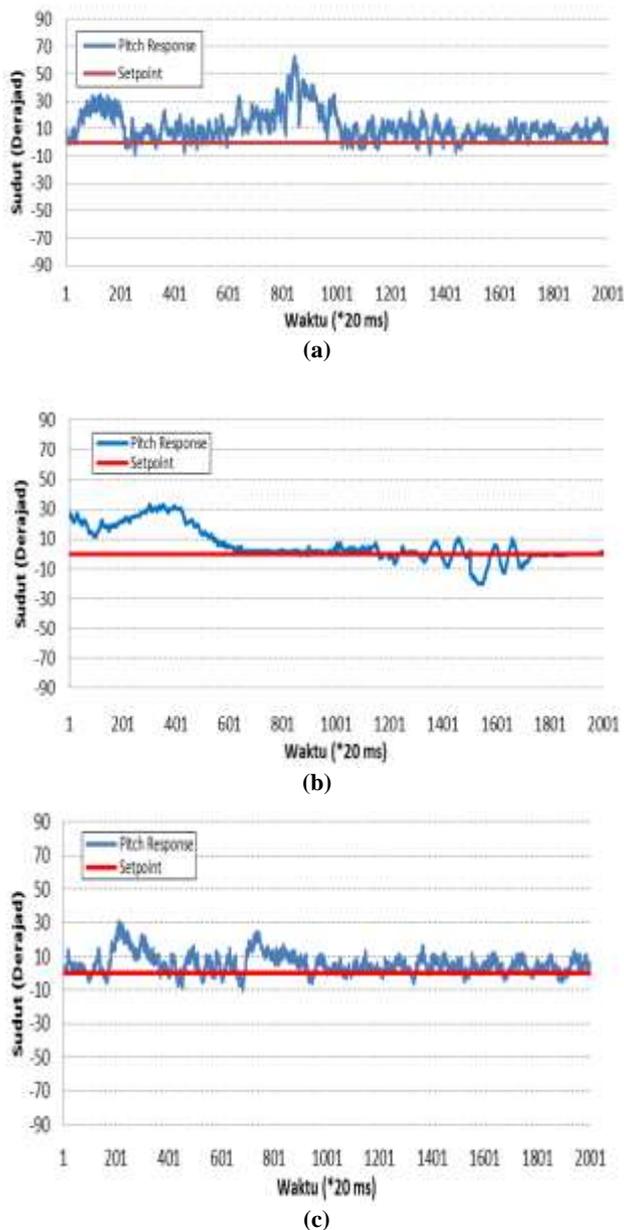


Gambar 13. Respon sistem dengan gangguan ke bawah :
 (a) Respon sistem dengan variasi ke-1 ($\pm 12^0$)
 (b) Respon sistem dengan variasi ke-2 ($\pm 10^0$)
 (c) Respon sistem dengan variasi ke-3 ($\pm 8^0$)

Dalam grafik yang ditunjukkan pada Gambar 13 terlihat bahwa respon sistem sangat dipengaruhi oleh getaran. Karena besarnya getaran yang mengenai sensor menimbulkan data keluaran sistem menjadi berisilasi di sekitar *set point* meskipun sudah menggunakan tapis komplementer untuk meminimalisir getaran pada sistem. Kontroler *fuzzy* sudah bekerja dengan baik dalam memperbaiki nilai galat akibat gangguan pitch ke bawah. Saat terjadi gangguan pitch ke bawah kontroler *fuzzy* mengatur defleksi *elevator* untuk mengembalikan kondisi sudut pitch ke posisi datar 0^0 . Pada variasi pengujian didapatkan nilai RMSE sebesar 5,6396% pada variasi 1, 4,2072% pada variasi 2 dan 4,0388% pada variasi 3.

3.2.5. Pengujian keseluruhan sistem

Pengujian sistem secara keseluruhan dilakukan dengan dua metode yaitu di darat menggunakan alat pengujian metode kontrol dan di udara dengan kondisi terbang yang sebenarnya. Untuk hasil uji terbang dapat dilihat pada video yang terlampir bersama laporan Penelitian ini. Pengujian metode kontrol diambil 3 variasi 2000 data acak respon sistem *UAV fixed wing*. Yang masing-masing variasi didasarkan pada perubahan batas *membership function* pada *fuzzy logic controller*. Untuk grafik respon hasil pengujian keseluruhan sistem dapat dilihat pada Gambar 14.



Gambar 14. Respon kontrol sistem secara keseluruhan:
 (a) Respon sistem dengan variasi ke-1 ($\pm 12^0$)
 (b) Respon sistem dengan variasi ke-2 ($\pm 10^0$)
 (c) Respon sistem dengan variasi ke-3 ($\pm 8^0$)

Data grafik yang ditunjukkan pada Gambar 4.7 merupakan data yang diambil menggunakan alat pengujian metode kontrol. Pengambilan data dalam kondisi terbang tidak dilaksanakan karena keterbatasan jangkauan *telemetry* yang digunakan dalam Penelitian ini. Dalam pengujian terlihat bahwa respon sistem sudah sesuai dengan perancangan. Sistem dapat mempertahankan posisi keseimbangan datar pada sudut pitch 0 derajat. Pada variasi pengujian didapatkan nilai RMSE sebesar 8,980% pada variasi 1, 7,1966% pada variasi 2 dan 4,5711% pada variasi 3. Dalam pengujian *throttle* dipertahankan dalam kondisi tetap sehingga

putaran baling-baling adalah konstan. Kondisi pengujian dengan durasi lebih lama tidak dilakukan karena karakteristik respon sistem akan menjadi sulit dianalisa karena semakin lama baterai digunakan tegangan baterai akan semakin turun yang menyebabkan putaran baling-baling akan melambat dan gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan baling-baling akan menurun sehingga untuk memperbaiki respon sistem maka bukaan masukan sudut *throttle* harus ditambahkan agar sistem dapat bekerja dengan baik.

4. Kesimpulan

Hasil pengujian sistem juga menunjukkan bahwa pengaplikasian algoritma tapis komplementer untuk mengolah data masukan sudut pitch ke kontroler fuzzy dapat untuk meredam galat akibat pengaruh getaran terhadap sensor akselerometer dengan nilai RMSE sebesar 0,06% terhadap sudut aktual kemiringan busur derajat dibandingkan dengan tanpa menggunakan tapis komplementer yang memiliki nilai RMSE sebesar 0,5671%. Perbaikan kinerja sistem dengan adanya kontroler *fuzzy* ditunjukkan dengan hasil keluaran RMSE terbaik dengan pengujian gangguan hidung UAV ke atas nilainya sebesar 4,0995%. dan gangguan hidung UAV ke bawah yang nilai RMSE terbaik sebesar 4,0388% dibandingkan dengan nilai RMSE dengan kontrol open-loop yang nilainya sebesar 27,549% terhadap acuan kondisi datar sudut pitch 0 derajat.

Referensi

- [1]. K. Narenathreyas, "Fuzzy Logic Control for Aircraft Longitudinal Motion," Master Thesis, Department of Control Engineering, Czech Technical University, 2013.
- [2]. D. McLean, *Automatic Flight Control Systems*, 1st ed. Prentice Hall International, 1990, pp. 1–33.
- [3]. M. A. Usta, O. Akyazi, and a. S. Akpinar, "Aircraft roll control system using LQR and fuzzy logic controller Aircraft Roll Control System Using LQR and Fuzzy Logic Controller," in *2011 International Symposium on Innovations in Intelligent Systems and Applications*, 2011, pp. 223–227.
- [4]. -----, *MPU-6050 3-axis accelerometer + 3-axis gyroscope Module Data*. 2013.
- [5]. M. A. Akbar, A. Hidayatno, and Wahyudi, "Perancangan Perangkat Lunak Pendeteksi Sudut dan Posisi Menggunakan Mikrokontroler ATMega 32," *TRANSMISI*, vol. 16, no. 1, pp. 49–53, 2014.
- [6]. M. Asrofi, Sumardi, and B. Setiyono, "Stabilisasi Robot Berkaki 6 (Hexapod) Pada Bidang Miring Menggunakan 9 DOF IMU Berbasis Invers Kinematic," Undergraduate Thesis, Jurusan Teknik Elektro, Universitas Diponegoro, Semarang, 2015.
- [7]. B. N. Cahyono, B. Setiyono, and Sumardi, "Self-Balancing Scooter Menggunakan Metode Kendali Proporsional Integral Derivatif," *TRANSMISI*, pp. 164–169, 2013.

- [8]. R. Nurfansyah, B. Setiyono, and Wahyudi, "Estimasi Sudut Orientasi Benda Menggunakan Sensor 6 DOF IMU dan Sensor Magnetometer 3 Aksis," *TRANSIENT*, vol. 2, pp. 770-775, 2013.
- [9]. S. Rönnbäck, "Development of a INS / GPS navigation loop for an UAV," Master Thesis, Department of Computer Science and Electrical Engineering, Lulea University of Technology, 2000.
- [10]. T. S. Yoo, S. K. Hong, H. M. Yoon, and S. Park, "Gain-scheduled complementary filter design for a MEMS based attitude and heading reference system," *Sensors (Basel)*, vol. 11, no. 4, pp. 3816-3830, Jan. 2011.
- [11]. S. Colton, "The Balance Filter : A Simple Solution for Integrating Accelerometer and Gyroscope Measurements for a Balancing Platform," 2007. [Online]. Available: <https://b94be14129454da9cf7f056f5f8b89a9b17da0be.googledrive.com/host/0B0ZbiLZrqVa6Y2d3UjFVWDhNZms/filter.pdf>.
- [12]. G. H. Elkaim, F. A. P. Lie, and D. G. Egziabher, "Principles of Guidance , Navigation and Control of UAVs," in *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, Springer Netherlands, 2012, pp. 347-380.
- [13]. G. Cai, J. Dias, and L. Seneviratne, "A Survey of Small-Scale Unmanned Aerial Vehicles: Recent Advances and Future Development Trends," *Unmanned Syst.*, vol. 2, no. 2, pp. 1-25, 2014.
- [14]. F. Bin Hsiao, Y. R. Ding, C. C. Chuang, C. H. Lin, and Y. H. Huang, "The Design of a Small UAV System as a Testbed of Formation Flight," *Am. Inst. Aeronaut. Astronaut. Inc.*, pp. 1-9, 2011.
- [15]. C. A. Osheku, M. A. L. Adetoro, F. A. Agboola, A. B. Kisabo, and A. A. Funmilayo, "Pitch Control of an Aircraft Using Artificial Intelligence," *J. Sci. Res. Reports*, vol. 1, no. 1, pp. 1-12, 2012.
- [16]. N. Wahid, N. Hassan, M. F. Rahmat, and S. Mansor, "Application of Intelligent Controller in Feedback Control Loop for Aircraft Pitch Control," *Aust. J. Basic Appl. Sci.*, vol. 5, no. 12, pp. 1065-1074, 2011.
- [17]. A. Torabi, A. A. Ahari, A. Karsaz, and S. H. Kazemi, "Intelligent Pitch Controller Identification and Design," *J. Math. Comput. Sci.*, vol. 8, pp. 113-127, 2014. [18] A. Berna, A. Sala, and P. Garc, "Application of Takagi-Sugeno observers for state estimation in a quadrotor," no. 2, pp. 7530-7535, 2011.
- [19]. J. S. R. Jang, C. T. Sun, and E. Mizutani, *Neuro Fuzzy and Soft Computing*. Prentice Hall International, 1997.