

Perancangan Uji Kinerja Thrust Vectoring Untuk Roket Elektrik

Design of Thrust Vector Performance Test for Electric Rockets

Asep Miftahul Mubarak^{1,*}, Didit Andri Jatmiko²

¹Program Studi Teknik Elektro, Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer, Universitas Komputer Indonesia
Jl. Dipati Ukur No. 112 – 116, Bandung, Indonesia 40132

²Program Studi Teknik Informatika, Fakultas Teknik dan Ilmu Komputer, Universitas Komputer Indonesia
Jl. Dipati ukur No 112, Bandung

*Email: asepmiftahul1000@gmail.com

Abstrak – Tujuan penelitian ini adalah membuat sebuah sistem yang dapat mempercepat proses lepas landas dan terbang secara *horizontal* pada roket kendali. Roket kendali biasanya digunakan pada bidang militer sebagai alat pertahanan. Roket kendali terbang menggunakan sayap sebagai pembangkit gaya aerodinamika untuk mengontrol gerakan sewaktu mengudara. Salah satu roket kendali yang sedang dikembangkan di Indonesia adalah roket kendali elektrik yang dapat terbang secara *horizontal*. Agar roket dapat lepas landas dan terbang secara *horizontal* dengan cepat, roket harus memiliki sistem kontrol *thrust vectoring*, yaitu sistem yang dapat merubah arah angin yang terdapat pada bagian pendorong roket. Sistem *thrust vectoring* adalah kemampuan dari roket untuk memanipulasi arah dari daya dorong (*thrust*) yang dihasilkan mesin atau motor penggerakannya. Hal ini dilakukan dengan maksud mengendalikan arah atau kecepatan angular roket. Penelitian ini akan membahas sistem *thrust vectoring* agar roket bisa lepas landas dan terbang secara *horizontal* dengan cepat. Dalam melakukan penelitian terdapat beberapa masalah yang dihadapi. Peneliti telah merumuskan beberapa masalah yaitu pembuatan sistem *thrust vectoring* dan kestabilan roket, yang bertujuan untuk mempercepat proses lepas landas. Penelitian ini menggunakan metode literatur, metode observasi, pengujian, evaluasi serta simpulan. Berdasarkan hasil pengujian roket bisa lepas landas dan terbang secara *horizontal* dengan cepat menggunakan sistem *thrust vectoring* dengan waktu 4,4 detik untuk mencapai ketinggian 30m dengan daya dorong 1200 gram dan berat roket 820 gram dengan kekuatan sinyal telemetri 85 %.

Kata kunci : roket elektrik, *thrust vectoring* , *horizontal* , sistem kestabilan, lepas landas.

Abstract - The purpose of this research is to create a system that can accelerate the process of taking off and flying horizontally on a rocket. The rocket is usually used in the military field as a means of defense. Flying control rockets use wings as an aerodynamic force generator to control movement while on the air. One of the control rockets that is being developed in Indonesia is an electric control rocket that can fly horizontally. In order for a rocket to take off and fly horizontally fast, a rocket must have a thrust vectoring control system, a system that can change the direction of the wind found in the rocket booster. Thrust vectoring system is the ability of a rocket to manipulate the direction of the thrust generated by the engine or its driving motor. This is done with the intention of controlling the angular direction or velocity of the rocket. This research will discuss thrust vectoring system so that the rocket can take off and fly horizontally quickly. In conducting research there are several problems encountered. Researchers have formulated several problems, namely the creation of a thrust vectoring system and rocket stability, which aims to speed up the takeoff process. This research uses the literature method, the method of observation, testing, evaluation and conclusions. Based on the test results the rocket can take off and fly horizontally quickly using a thrust vectoring system with a time of 4.4 seconds to reach an altitude of 30m with a thrust of 1200 grams and 820 grams of rocket weight with a telemetry signal strength of 85%.

Keyword : electric rocket, *thrust vectoring*, *horizontal*, system stability, take off

I. PENDAHULUAN

A. Latar Belakang

Teknologi roket yang berjenis peluru kendali dan teknologi antariksa ini merupakan salah satu teknologi yang di unggulkan bagi negara-negara maju diseluruh dunia. Teknologi roket saat ini yang sedang dikembangkan adalah roket yang berjenis peluru kendali yang dapat menjelajah secara otomatis atau terbang *autonomous*. Teknologi roket ini dikembangkan untuk kebutuhan militer diberbagai bidang khususnya dibidang pertahanan negara. Roket jenis peluru kendali ini adalah jenis roket dimana arahnya dapat dikendalikan dan terbang secara otomatis atau *autonomous* menuju target yang telah ditentukan dengan kecepatan tinggi, biasanya roket ini menggunakan bahan bakar *propellant*.

Peluru kendali atau bisa disebut dengan rudal biasanya di kendalikan oleh aerodinamis kekuatan yang dihasilkan oleh permukaan kontrol pneumatik [1]. Kontrol pneumatic tradisional rudal secara bertahap memperlihatkan beberapa masalah yang sulit seperti kecepatan peluncuran awal yang rendah menyebabkan pneumatic yang tidak mencukupi kontrol, efisiensi kontrol rendah dan lain lain. Hal ini menyebabkan pengembangan berkelanjutan dari kontrol teknologi kontrol *thrust vector* [2]. Oleh karena itu, saat terbang secara *horizontal* harus terbang dengan stabil. Agar dapat mencapai kestabilan yang baik diperlukan pemilihan kontrol kestabilan yang baik untuk rudal jelajah atau roket kendali saat terbang secara *horizontal* [3]. Bagaimanapun rudal jelajah dapat juga didefinisikan sebagai *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) dan misi utamanya adalah menempatkan *payload* atau muatan khusus.

Selama beberapa dekade ini penggunaan UAV telah meningkat mulai dari melakukan pekerjaan sipil sampai militer [4]. Sistem dari pengoperasian UAV yang baik adalah sistem kestabilan yang baik juga [5]. Sama halnya dengan rudal jelajah, setiap rudal memiliki karakteristik untuk sistem kestabilannya tersendiri. Tanpa menggunakan sistem kontrol kestabilan yang tepat, rudal tidak akan dapat terbang dengan stabil [6].

Rudal jelajah atau peluru kendali memiliki sistem kestabilan yang akan mempertahankan posisi rudal ketika terbang secara *horizontal* dan ketinggian penerbangannya. Berdasarkan beberapa sistem rudal dapat berjalan secara *autonomus*; dipiloti menggunakan *remote*, atau *semi-*

autonomus. Beberapa rudal jelajah yang terkenal di dunia dengan berbagai kemampuannya tercantum pada **Tabel I**.

Table I. Daftar rudal jelajah terkenal di dunia

Rudal jelajah	Jarak tempuh (km)	Kecepatan maksimal (Mach)	Berat (kg)	Negara
Tomahawk	1300-2500	0.72	1300-1600	Amerika
AGM-28 Hound Dog	1263	2.1	4603	Amerika
AGM-129 ACM	3700	0.65	1300	Amerika
AGM-158 JASSM	~1000	<0.8	1021	Amerika
AGM-86 ALCM	2400+	0.73	1430	Amerika
Kh-101	4500	1.03	2400	Russia
Babur	700	0.8	1500	Pakistan
BrahMos	290-600	3	2500	India / Russia
Shaurya	700	7.5	6200	India
Perseus	300	5	800	Francis / Inggris
Nirbhay	1500	0.9	1500	India
Air-Sol Moyenne Portee	300	3	860	Francis
Av-TM 300	300	0.85	1140	Brazil

Pada **Tabel I** Amerika menjadi negara yang paling banyak dalam mengembangkan rudal jelajah. Agar dapat terbang secara *autonomous* diperlukan *embedded system*. Didalam *embedded system* terdapat sistem kestabilan, dan sistem kestabilan yang digunakan bermacam macam [7]. *Flighth controller* yang akan menstabilkan roket ataupun rudal saat terbang melalui sistem kontrol kestabilan [8].

B. Tinjauan State of Art

Mikrokontroller yang digunakan dalam perancangan ini adalah mikrokontroller yang telah didesain dan diproduksi untuk berbagai wahana terbang, sistem kendali yang digunakan adalah sistem kendali PID, dengan menggunakan mikrokontroller jenis ini diharapkan sistem dapat menstabilkan wahana saat lepas landas dan terbang secara horizontal dan aktuator yang digunakan adalah motor servo yang digunakan untuk menggerakkan motor *thrust vectoring*. Sehingga penelitian ini dapat berfokus pada kecepatan wahana pada saat lepas landas dan terbang secara horizontal.

Pada penelitian sebelumnya yang berjudul arah kontrol *thrust vector*, dengan menggunakan mikrokontroller yang berbeda dengan sistem Kendal PID, penelitian tersebut, *thrust vectoring*

digunakan untuk mempertahankan posisi melayang pada pesawat terbang [9]. Pada penelitian lain yang berjudul desain dan analisa servo *thrust vector* untuk peluncuran pesawat, penelitian tersebut menggunakan sistem kendali PID dan aktuator yang digunakan adalah motor BLDC dan sistem *thrust vectoring* yang dibuat digunakan untuk peluncuran pesawat [10]. Pada penelitian lainnya yang berjudul Propulsi waterjet tekanan tinggi dengan sistem thrust vector yang diterapkan pada kendaraan bawah air, penelitian tersebut menggunakan mikrokontroler yang berbeda dengan sistem kendali yang berbedanya yaitu fuzzy- PID, sistem thrust vector yang dibuat digunakan untuk mempercepat manuver dibawah air [11].

C. Tujuan

Tujuan dirancangnya sistem *thrust vectoring* ini adalah untuk mempercepat waktu lepas landas agar roket bisa lepas landas dengan cepat dengan memanfaatkan sistem *thrust vectoring*. *Thrust vectoring* adalah kemampuan dari pesawat terbang atau roket untuk memanipulasi arah dari daya dorong (*thrust*) yang dihasilkan mesin atau motor penggerakannya, hal ini dilakukan dengan maksud mengendalikan arah atau kecepatan angular roket. Kemampuan *thrust vectoring* dengan cara membelokkan arah angin dari daya dorong roket. Roket biasanya menggunakan bilah kemudi aerodinamis biasa seperti *elevator* untuk naik dan turun dan *aileron* untuk belok. Namun bagi roket dengan kemampuan *vectoring* meskipun masih menggunakan peralatan kemudi yang sama namun bisa membelok dan naik dengan sudut yang lebih ekstrim.

Dalam tahap peluncuran, roket akan berada pada rel launcher dengan sudut elevasi antara 30 sampai 70 derajat dengan sudut itu roket harus bisa lepas landas dengan cepat. Saat roket lepas landas dan terbang roket akan terhubung dengan GCS melalui jaringan nirkabel. Fungsi utama dari GCS adalah menampilkan informasi yang diterima dari roket secara real time. Selain itu perencanaan misi juga dapat dilakukan pada GCS. Saat terjadi kehilangan kontak dengan GCS pada roket maka sistem melakukan prosedur keamanan. Dalam prosedur keamanan roket dapat kembali ke home base atau berputar-putar di posisi terakhir. Dengan posisi itu roket bisa aman untuk dikendalikan kembali.

D. Sistematika Pembahasan

Jurnal ini diorganisasikan sebagai berikut. Bagian metodologi akan membahas mengenai

blok diagram kontrol yang digunakan pada roket sistem *thrust vectoring* dan diagram alir program. Bagian hasil dan pembahasan akan membahas mengenai hasil dari pengujian. Bagian kesimpulan akan membahas kesimpulan dan saran dari penelitian.

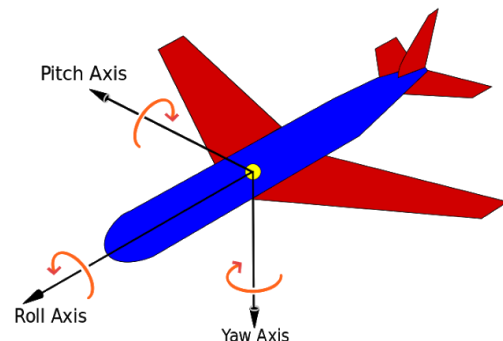
II. METODOLOGI

A. Uji Kinerja Thrust Vectoring

Uji kinerja *thrust vectoring* ini meliputi beberapa pengujian yaitu pengujian daya dorong, pengujian telemetri dan pengujian terbang. Pengujian daya dorong dilakukan untuk mengetahui besar dorongan yang dihasilkan oleh motor, semakin besar daya dorong semakin baik. Pengujian telemetri dilakukan untuk memastikan koneksi antara roket dan GCS terkoneksi dengan baik. Pengujian terbang dilakukan untuk mengetahui kecepatan roket saat lepas landas menggunakan sistem *thrust vectoring*.

B. Control Surface

Control Surface yang dibuat menggunakan aktuator untuk bergerak ke atas dan bawah atau ke kiri dan kanan. Gerakan ini akan memanipulasi tekanan udara pada sirip roket. Perubahan tekanan ini akan menghasilkan kontrol gerakan *roll*, *pitch*, dan *yaw* pada roket. Jika aliran udara pada *control surface* ini terganggu akan mengakibatkan gerakan yang tidak diharapkan. Gerakan *roll* dihasilkan sirip bagian kanan dan kiri digerakan berlawanan arah. Gerakan *pitch* didapatkan dengan menggerakkan sirip ekor ke atas atau ke bawah. Gerakan *yaw* didapatkan dengan menggerakkan sirip vertikal ke kanan dan ke kiri. Berikut contoh gambaran mengenai gerakan pada roket yang akan ditunjukkan pada **Gambar 1**.



Gambar 25. Control Surface

C. Kendali Roket

Perancangan sistem kendali roket memerlukan sistem pengendalian yang baik, untuk melakukan pengaturan besar defleksi yang diperlukan untuk menghasilkan momen aerodinamis sehingga dapat mengurangi gangguan internal yang berasal dari putaran motor pendorong. Kontrol ini adalah kontrol kestabilan yang ada pada roket elektrik. Ketika terbang secara manual dengan bantuan *remote control* maupun *autonomous*. Kontrol yang berada pada sistem ini adalah kontrol yang menjaga roket ketika melakukan dinamika gerak, ataupun ketika menerima *error* yang dihasilkan oleh keadaan diluar roket maupun dari dalam roket tersebut, sehingga membuat roket tetap terbang secara stabil, kontrol roket yang digunakan menggunakan metode PI blok diagram perancangan sistem dapat dilihat pada **Gambar 2**. Penjelasan simbol yang ada pada **Gambar 2** adalah sebagai berikut:

Ψ	=	$[\phi \ \theta \ \psi]^T$ attitude vector (NED)
ω^b	=	body rate vector (FRD)
u	=	actuator output
V_T	=	true air speed
V_I	=	indicated air speed
J_1^b	=	jacobian matrix form local to body
δ	=	actuator deflection
P	=	proporsional gain
PI	=	proporsional + integral kontroller
FF	=	feed forward gain
Mix	=	mixer (control allocation)
$Scaler$	=	Scales controller output using air speed
(\dot{x})	=	derivative of x
$(x)_{sp}$	=	setpoint of x

Pada **Gambar 2** Posisi sudut efektor kontrol (*aileron, elevator, rudder*) kemudian dihitung menggunakan percepatan sudut yang diinginkan ini dan pengetahuan apriori sistem melalui alokasi kontrol (dikenal sebagai pencampuran). Selain itu, karena permukaan kontrol lebih efektif pada kecepatan tinggi dan kurang efektif pada kecepatan rendah, pengontrol si setel untuk kecepatan jelajah di skalakan menggunakan pengukuran kecepatan udara.

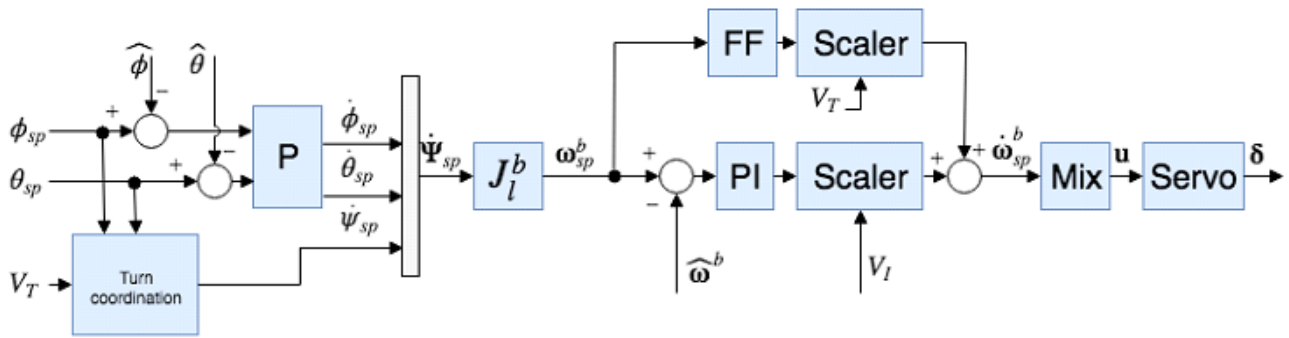
Keuntungan feedforward digunakan untuk mengkonpensasi redaman aerodinamis. Pada dasarnya dua komponen utama momen sumbu pada tubuh pesawat terbang di hasilkan oleh permukaan kontrol (*aileron, elevator, rudder* - penghasil gerakan) dan redaman aerodinamis sebanding dengan laju tubuh – menangkan gerak). Untuk menjaga laju konstan, redaman ini dapat dikonpensasi menggunakan umpan maju loop maju

Kontrol *roll* dan *pitch* memiliki struktur yang sama dan dinamika longitudinal dan lateral diasumsikan tidak cukup untuk bekerja secara independen. Pengendali *yaw* bagaimanapun menghasilkan setpoint menggunakan batasan kordinasi putaran untuk meminimalkan akselerasi lateral, yang dihasilkan ketika pesawat tergelincir. Pengontrol *yaw* juga membantu efek yang merugikan.

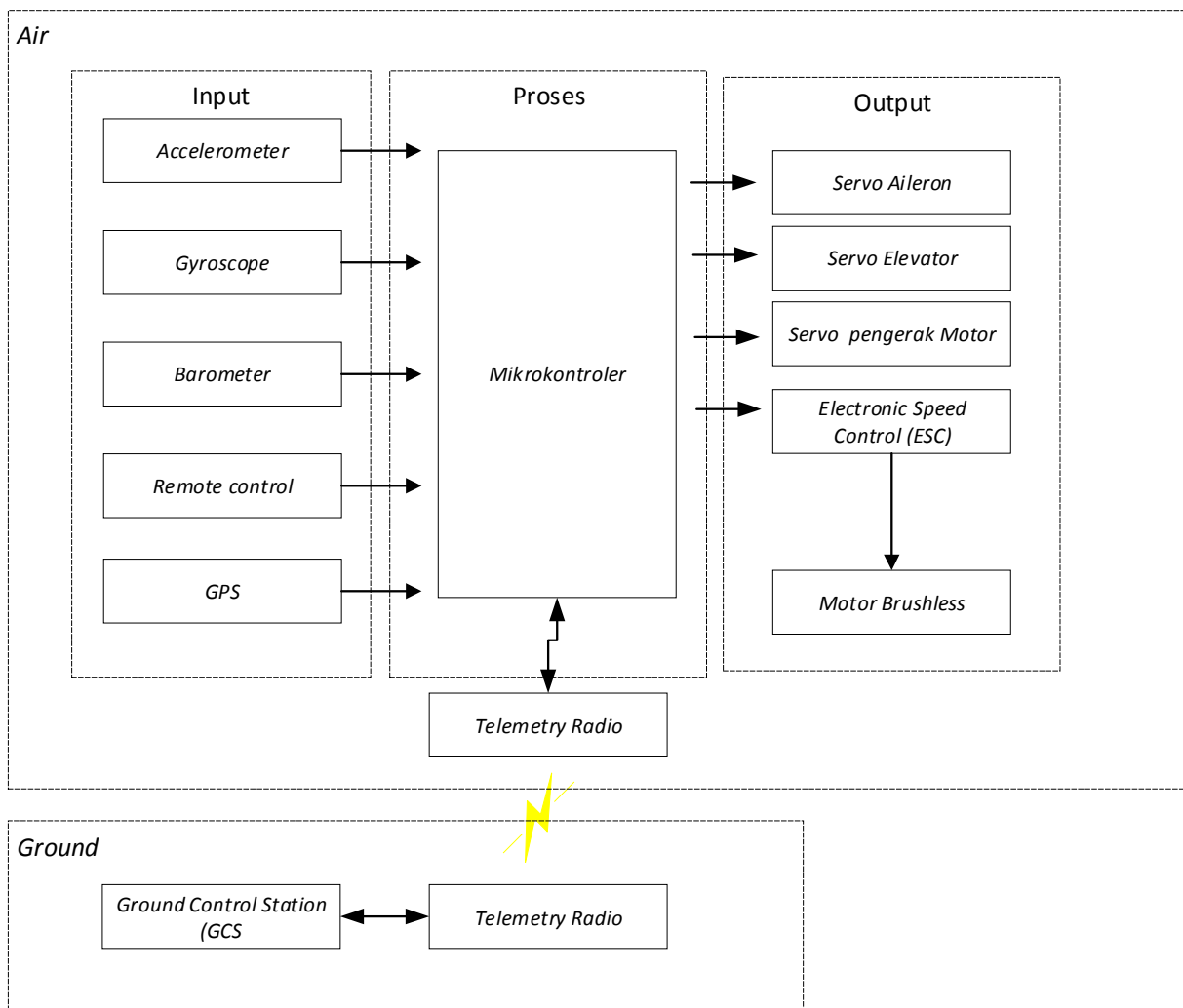
D. Blok Diagram

Blok diagram roket merupakan gambaran bagaimana proses roket untuk terbang secara logika. Berikut adalah blok diagram dari sistem yang dirancang ditunjukkan pada **Gambar 3**. Pada blok input ada sensor *accelerometer*, *Accelerometer* akan bekerja jika mendapat getaran, contoh pada roket ketika sedang diam lalu mendapat kecepatan dari luar, *accelerometer* akan merespon getaran yang terkait dengan kecepatan tersebut. *Accelerometer* menggunakan kristal mikroskopis yang akan mengalami perubahan tegangan ketika getaran terjadi dan dari tegangan itu dihasilkan tegangan untuk menciptakan pembacaan. Sensor *gyroscope* sensor orientasi yang menggunakan gravitasi bumi sebagai acuan dalam menentukan orientasi. Cara kerja *gyroscope* seperti piringan yang berputar bebas yang disebut rotor, dipasang pada poros yang berputar di tengah roda yang lebih besar dan lebih stabil. Ketika sumbu berputar, rotor tetap diam untuk menunjukkan tarikan gravitasi pusat. Perbedaan *gyroscope* dengan *accelerometer* yaitu *gyroscope* dapat merasakan rotasi bumi sedangkan *accelerometer* tidak. Sensor *barometer* cara kerja *barometer* yaitu dengan mendeteksi tekanan udara pada ketinggian, dengan tekanan udara tersebut dapat diketahui berapa ketinggian dari sensor tersebut. Adapun Kelemahan dari pembacaan sensor *barometer* adalah sensitif terhadap angin dan suhu sekitar, sehingga sensor ini perlu ditempatkan pada bagian yang tetap mendapatkan udara bebas namun tidak terdapat angin agar mendapatkan nilai yang akurat. Sensor GPS berfungsi untuk mengetahui posisi roket ketika roket terbang dan memberikan informasi ke GCS.

Pada blok proses terdapat mikrokontroler, mikrokontroler berisikan algoritma kontrol, mikrokontroler akan digunakan untuk melakukan beberapa tugas lain seperti menerima data dari remote control, mengolah data sensor, mengirimkan data sensor kepada GCS dan mengatur kecepatan aktuator.



Gambar 26. Blok diagram kontrol roket



Gambar 27. Blok Diagram Sistem

Pada blok output terdapat beberapa aktuator yaitu aktuator untuk *alieron*, *elevator*, motor *brushless*, dan penggerak motor (*thrust vector*). Aktuator *alieron* digunakan untuk berbelok, *elevator* untuk naik dan turun, motor sebagai daya dorong roket dan penggerak motor (*thrust vector*) digunakan untuk merubah arah angin dari daya dorong.

E. Perancangan Hardware

Proses perancangan hardware diawali dengan mendesain *frame* roket dan desain kontrol *thrust vector*. Desain kontrol *thrust vector* yang akan dibuat ditunjukkan pada **Gambar 4**. *Frame* memiliki panjang 120cm dan lebar 81,5cm dengan berat total keseluruhan 820 gram. Bahan yang digunakan adalah bahan styrofoam, solasi, dan aluminium tube. Styrofoam digunakan untuk

membuat *frame* roket karena bahan tersebut ringan dan mudah dibentuk setelah di bentuk kemudian diberi aluminium tube sebagai penguat sayap antara sayap kiri dan kanan dan juga sebagai penguat badan roket, solasi digunakan untuk melapisi roket agar roket tidak mudah rusak saat terjadi *crash*.



Gambar 4. Desain kontrol *thrust vector*

Solasi di pilih karena bahan tersebut ringan dan cukup kuat untuk menahan roket dari *crash*. Pada Gambar 4 kontrol *thrust vector* menggunakan bahan dari triplek dan dua buah engsel plastik dan servo sebagai pengerak motor. Motor yang digunakan yaitu motor *brushless* dengan rpm 2300kV arus 30A dengan maksimum daya dorong 1200gram. Kontrol *thrust vector* ini akan disimpan pada bagian belakang roket.

Setelah *frame* roket selesai, maka selanjutnya ialah proses pengkabelan. Secara lengkap bila diurutkan dimulai dari input, proses, lalu output, roket ini terdiri dari beberapa bagian diantaranya 1 buah mikrokontroler di simpan di tengah badan roket, 1 buah baterai di simpan di bagian depan roket, 1 buah radio komunikasi 2,4 Ghz dengan antenna, 1 buah kontrol *thrust vector* di bagian belakang, 1 buah GPS dan 4 buah servo di sirip roket untuk pergerakan roket.

F. Diagram Alir Sistem Navigasi

Alur sistem utama ditunjukkan pada Gambar 5. Pada sub program dari update mode terbang terdapat proses sistem yang menggunakan beberapa mode pada roket saat terbang yang ditunjukkan pada Gambar 5.

Pada saat roket dihubungkan dengan suplai daya sistem akan menginisialisasi sensor kemudian mengupdate semua sensor dan data-data dari sensor sebelum melakukan pembacaan mode terbang yang digunakan. Pada pembacaan sistem update mode terbang yang digunakan untuk roket terbang terdapat 3 mode yaitu mode manual dimana pergerakan roket dikontrol langsung oleh remote control, kedua yaitu mode auto yang digunakan untuk melakukan terbang secara *autonomous* atau terbang otomatis, ketiga

yaitu mode stabilize dimana mode ini bisa disebut dengan semi otomatis karena pada saat roket terbang, roket menstabilkan sudut terbang secara otomatis melalui sistem kontrol yang telah disimpan pada firmware. Kontrol pada mode stabilize ini sangat dipengaruhi oleh pembacaan data sensor sebagai input yang akan diolah pada sistem kontrol *roll*. Didalam sistem kontrol *roll* terdapat kendali PID yang telah dirancang dan dibuat kedalam firmware yang telah dimasukkan kedalam *flightcontroller*. Namun pada mode stabilize dapat juga dikontrol oleh remote control dimana fungsi remote control adalah sebagai pilihan kontrol saat roket terbang tidak terkontrol dan terbang membahayakan. Pada mode keempat adalah mode *landing*, mode ini digunakan pada saat mode auto dimana roket telah mencapai target yang telah ditentukan oleh GCS, lalu motor pendorong roket akan berhenti dan roket akan melakukan separasi atau membuka parasut agar roket mendarat ketanah dengan aman.

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

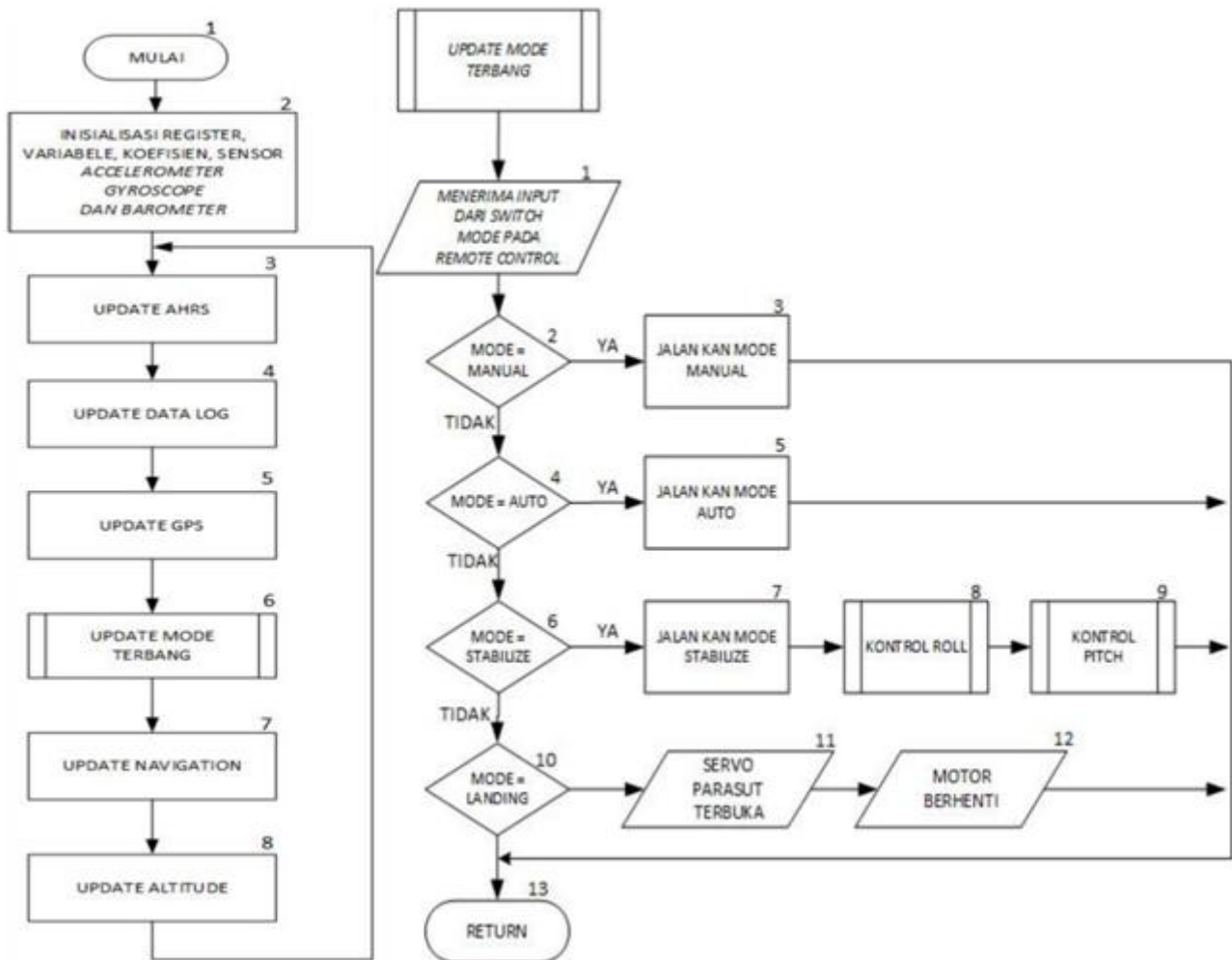
A. Pengujian sistem *thrust vector*

Pengujian ini dilakukan dengan maksud agar mengetahui bahwa gerakan servo *thrust vector* sudah benar gerakan *thrust vector* yang benar adalah mengikuti gerakan dari servo *elevator*. Jika servo *elevator* naik maka servo *thrust vector* juga naik dan juga sebaliknya untuk lebih jelasnya dapat dilihat Gambar 6 dan Gambar 7.

Pada Gambar 6 dan Gambar 7 servo *thrust vector* di setting di 30% dari servo *elevator* hal ini dimaksudkan agar roket bisa lepas landas dan roket bisa terbang dengan baik jika servo *thrust vector* di setting lebih dari 30% roket tidak bisa lepas landas atau terbang karena sudut arah dari daya dorong sama dengan servo *elevator* hal ini dapat mengakibatkan roket berputar dan jatuh.

B. Pengujian Daya Dorong Roket

Pengujian daya dorong ini dilakukan dengan menghidupkan motor *thrust vector* dan mengukurnya dengan alat ukur timbangan digital. Pengujian ini dilakukan untuk mengetahui daya dorong yang dihasilkan oleh motor *brushless* sehingga dapat dihitung antara rasio berat roket dan daya dorong yang dihasilkan harus memenuhi syarat minimal 1 : 2. Proses pengujian di tunjukan pada Gambar 8.



Gambar 5. Algoritma Utama dan Update Mode Terbang



Gambar 6. Thrust vector naik



Gambar 7. Thrust vector turun

Pada **Gambar 8** daya dorong roket adalah sebesar 1214 Gram dibulatkan menjadi 1200 gram. Dengan daya dorong 1200 gram roket sudah bisa lepas landas karena berat roket hanya 820 gram. Daya dorong roket dipengaruhi oleh kecepatan dan arus, semakin besar arus dan kecepatan roket maka daya dorong yang dihasilkan bisa lebih besar dan sebaliknya.



Gambar 8 Pengujian Daya Dorong

C. Pengujian Telemetri

Pengujian Telemetri ini dilakukan untuk mengetahui seberapa kuat sinyal yang ditangkap oleh GCS pengujian ini di ambil di jalan dipatiukur monument perjuangan. Data yang di ambil adalah data kekuatan sinyal yang di tampilkan di GCS. Data kekuatan sinyal dapat dilihat pada **Tabel II**.

Tabel II. Data kekuatan sinyal

No	Jarak (meter)	Kekuatan Sinyal (%)
1	1 meter	100
2	2 meter	100
3	3 meter	100

4	4 meter	100
5	5 meter	100
6	6 meter	100
7	7 meter	100
8	8 meter	100
9	9 meter	100
10	10 meter	100
11	11 meter	99
12	12 meter	98
13	13 meter	98
14	14 meter	98
15	15 meter	97
16	16 meter	97
17	17 meter	97
18	18 meter	97
19	19 meter	97
20	20 meter	97
21	21 meter	97
22	22 meter	96
23	23 meter	96
24	24 meter	96
25	25 meter	95
26	26 meter	95
27	27 meter	95
28	28 meter	95
29	29 meter	93
30	30 meter	93
31	31 meter	93
32	32 meter	93
33	33 meter	92
34	34 meter	92
35	35 meter	92
36	36 meter	92
37	37 meter	92
38	38 meter	92
39	39 meter	92
40	40 meter	91
41	41 meter	91
42	42 meter	91

Tabel II. Data kekuatan sinyal (lanjutan)

No	Jarak (meter)	Kekuatan Sinyal (%)
43	43 meter	91
44	44 meter	90
45	45 meter	90

46	46 meter	90
47	47 meter	90
48	48 meter	90
49	49 meter	90
50	50 meter	89
51	51 meter	89
52	52 meter	89
53	53 meter	89
54	54 meter	89
55	55 meter	89
56	56 meter	89
57	57 meter	89
58	58 meter	89
59	59 meter	88
60	60 meter	88
61	61 meter	88
62	62 meter	88
63	63 meter	88
64	64 meter	88
65	65 meter	88
66	66 meter	88
67	67 meter	87
68	68 meter	87
69	69 meter	87
70	70 meter	87
71	71 meter	87
72	72 meter	87
73	73 meter	87
74	74 meter	87
75	75 meter	87
76	76 meter	87
77	77 meter	87
78	78 meter	87
79	79 meter	87
80	80 meter	87
81	81 meter	87
82	82 meter	87
83	83 meter	87
84	84 meter	87
85	85 meter	87

Tabel II. Data kekuatan sinyal (lanjutan)

No	Jarak (meter)	Kekuatan Sinyal (%)
86	86 meter	87
87	87 meter	87
88	88 meter	87

89	89 meter	86
90	90 meter	86
91	91 meter	86
92	92 meter	86
93	93 meter	86
94	94 meter	86
95	95 meter	85
96	96 meter	85
97	97 meter	85
98	98 meter	85
99	99 meter	85
100	100 meter	85

D. Pengujian Terbang Roket

Pengujian terbang ini dilakukan dengan cara menerbangkan roket dan mengamati hasil dari data GCS, data yang diambil adalah data ketinggian dan waktu. Pengujian dilakukan di lapangan udara Lanud Sulaiman Bandung. Pengujian ini diambil 2 kali pengujian. Pengujian 1 dan 2 dapat dilihat pada **Tabel III** dan **Tabel IV**.

Tabel III. Data waktu dan ketinggian pengujian 1

Waktu (detik)	Ketinggian (mm)	Setpoint
1	1490	30000
1,2	3140	30000
1,4	4790	30000
1,6	6440	30000
1,8	8090	30000
2	9740	30000
2,2	11390	30000
2,4	13485	30000
2,6	14560	30000
2,8	16552	30000
3	18479	30000
3,2	19640	30000
3,4	21380	30000
3,6	23476	30000
3,8	24590	30000
4	26378	30000
4,2	27895	30000
4,4	29540	30000

Tabel III. Data waktu dan ketinggian pengujian 1 (lanjutan)

Waktu (detik)	Ketinggian (mm)	Setpoint
4,6	31190	30000
4,8	31006	30000
5	31016	30000

5,2	31026	30000
5,4	31036	30000
5,6	31046	30000
5,8	31056	30000
6	31066	30000
6,2	31076	30000
6,4	31086	30000
6,6	31096	30000
6,8	31106	30000
7	31116	30000
7,2	31126	30000
7,4	31136	30000
7,6	31146	30000
7,8	31196	30000
8	31246	30000
8,2	31296	30000
8,4	31346	30000
8,6	31396	30000
8,8	31446	30000
9	31496	30000
9,2	31546	30000
9,4	31596	30000
9,6	31646	30000
9,8	31696	30000
10	31746	30000
10,2	31796	30000
10,4	31846	30000
10,6	31896	30000

Tabel IV. Data waktu dan ketinggian pengujian 2

Waktu (detik)	Ketinggian (mm)	Setpoint
1	1027	30000
1,2	2863	30000
1,4	4982	30000
1,6	6751	30000
1,8	8029	30000
2	9652	30000
2,2	11954	30000
2,4	13805	30000
2,6	14957	30000
2,8	16774	30000

Tabel IV. Data waktu dan ketinggian pengujian 2 (lanjutan)

Waktu (detik)	Ketinggian (mm)	Setpoint
3	18546	30000
3,2	20782	30000
3,4	21576	30000

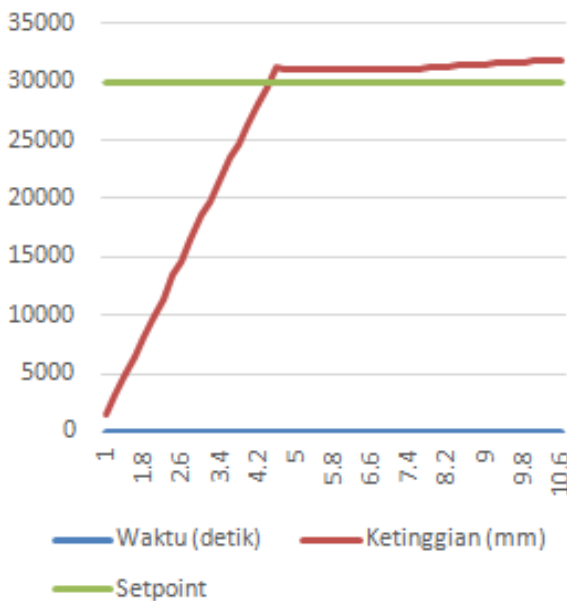
3,6	23664	30000
3,8	25873	30000
4	27087	30000
4,2	28743	30000
4,4	30352	30000
4,6	30478	30000
4,8	30495	30000
5	30502	30000
5,2	30578	30000
5,4	30654	30000
5,6	30723	30000
5,8	30805	30000
6	30875	30000
6,2	30957	30000
6,4	31022	30000
6,6	31324	30000
6,8	31311	30000
7	31287	30000
7,2	31221	30000
7,4	31198	30000
7,6	31132	30000
7,8	31089	30000
8	30578	30000
8,2	30594	30000
8,4	30608	30000
8,6	30626	30000
8,8	30639	30000
9	30651	30000
9,2	30663	30000
9,4	30682	30000
9,6	30697	30000
9,8	30719	30000
10	30722	30000
10,2	30748	30000
10,4	30751	30000
10,6	30774	30000

Pada **Tabel III** pengujian roket *thrust vectoring*, lepas landas dengan sudut elevasi 30 derajat dengan ketinggian yang ingin dicapai adalah ketinggian 30 meter. Hasil dari **Tabel III** waktu yang dicapai roket saat lepas landas dan terbang setabil di ketinggian 30 meter menggunakan *thrust vector* adalah 4,6 detik dengan kecepatan angin sebesar 3,5 m/s pada saat lepas landas. Ketinggian yang di setting adalah 30 meter tetapi roket mengalami error ketinggian

sebesar 0,3%. Untuk lebih jelasnya dapat dilihat **Gambar 9**.

Pada **Tabel IV** adalah hasil pengujian ke 2. Roket lepas landas dengan sudut elevasi 30 derajat dengan ketinggian yang dicapai adalah 30 meter. Hasil dari **Tabel IV** waktu yang dicapai roket saat lepas landas dan terbang setabil di ketinggian 30meter menggunakan *thrust vector* adalah 4,4 detik dengan kecepatan arah angin 4 m/s pada saat lepas landas. Ketinggian yang di setting adalah 30meter tetapi roket mengalami *error* ketinggian sebesar 0,1%. Untuk lebih jelasnya dapat dilihat pada **Gambar 10**.

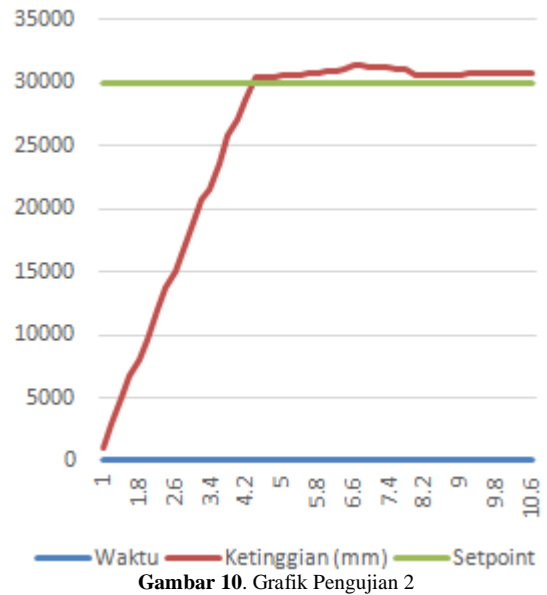
Pada Pengujian 1 dan pengujian 2 ada sedikit perbedaan waktu dimana pada pengujian 1 dengan waktu 4,6 detik agar bisa sampai 30 meter dan pengujian 2 dengan waktu 4,4 detik agar bisa mencapai 30 meter. Ada beberapa faktor yang dapat mempengaruhi kecepatan, diantaranya adalah faktor angin dimana kondisi angin yang berubah berubah.



Gambar 9. Grafik pengujian 1

IV. KESIMPULAN

Setelah dilakukan pengujian pada roket yang dirancang, dapat ditarik beberapa kesimpulan. Dengan daya dorong sebesar 1200 gram dan berat roket 820 gram roket bisa lepas landas dan terbang secara horizontal dengan cepat, waktu yang diperlukan untuk mencapai ketinggian 30 meter dengan sudut elevasi 30 derajat adalah 4,4 detik dengan kecepatan angin 4 m/s. Dengan kekutan sinyal telemetri 85% roket tidak mengalami gangguan komunikasi antara roket dan GCS.



Gambar 10. Grafik Pengujian 2

Setelah menyelesaikan sistem kestabilan ini, ada beberapa saran agar sistem kestabilan roket ini dapat dikembangkan menjadi lebih baik lagi. Dengan memperbaiki daya dorong diperbesar lagi agar sistem thrust vectoring bisa lebih optimal dan menambahkan sensor kecepatan angin (air speed) untuk mengukur faktor perubahan aliran angin agar motor dapat di atur berdasarkan kecepatan angin.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Xu, Zhaoqing, and Pei Hailong. "Dynamic characteristics analysis of elastic missile." In 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), pp. 98-102. IEEE, 2016.
- [2] Taur, Der-Ren, Jeng-Shing Chern, Der-Ren Taur, and Jeng-Shing Chern. "Optimal *thrust vector* control of tactical missiles." In Guidance, Navigation, and Control Conference, p. 3475. 2006.
- [3] Siouris, G., M., *Missile Guidance and Control Systems*, Springer-Verlag New York, Inc, 2014, pp. 521-522.
- [4] Hadi, Ghazali S., Rivaldy Varianto, B. Trilaksono, and Agus Budiyo. "Autonomous UAV system development for payload dropping mission." *The Journal of Instrumentation, Automation and Systems* 1, no. 2 (2014): pp. 72-22.
- [5] Wang, Jinling, Matthew Garratt, Andrew Lambert, Jack Jianguo Wang, Songlai Han, and David Sinclair. "Integration of GPS/INS/vision sensors to navigate unmanned aerial vehicles." *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences* 37, no. part B1 (2009): pp. 963-969.
- [6] Xian, Yong, Bing He, Gang Liu, and Gang Lei. "Cruise missile route planning based on quantum immune clone algorithm." *Journal of Information & Computational Science* 9, no. 8 (2012): pp. 2097-2105.
- [7] J. P. Carvalho, M. A. Jucá, A. Menezes, L. R. Olivi, A. L. M. Marcato, and A. B. dos Santos, "Autonomous UAV outdoor flight controlled by an embedded system using odroid and ROS," in *Lecture Notes in Electrical Engineering*, 2017.
- [8] L. Zhao and Q. Y. Wang, "Design of an Attitude and Heading Reference System Based on Distributed Filtering for Small UAV," *Math. Probl. Eng.*, 2013.

- [9] Kuang, MinChi, and JiHong Zhu. "Hover control of a *thrust*-vectoring aircraft." *Science china information sciences* 58.7 (2015): 1-5.
- [10] Sebastian, Arun, Polly Thomas, and Sophy Alex. "Servo design and analysis of thrust vector control of launch vehicle." In *2017 Innovations in Power and Advanced Computing Technologies (i-PACT)*, pp. 1-5. IEEE, 2017.
- [11] Zhang, Zuti, et al. "High pressure waterjet propulsion with thrust vector control system applied on underwater vehicles." *Ocean Engineering* 156 (2018): 456-467.
- [12] Meier, L., Tanskanen, P., Fraundorfer, F., & Pollefeys, M.. PIXHAWK: A system for *autonomous* flight using onboard computer vision. In *Proceedings, IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2011, pp. 2992–2997.
- [13] Zhang, Guohao, and Li Ta Hsu. 2018. "Intelligent GNSS/INS Integrated Navigation System for a Commercial UAV Flight Control System." *Aerospace Science and Technology*. 2018 pp. 07-026.
- [14] Aria, Muhammad. "PID Control of a Three-Degrees of Freedom Model Helicopter". *Department of Electrical Engineering Engineering and Computer Science Faculty Universitas Komputer Indonesia*, vol.9, no.2 (2011): pp.207-21