

SISTEM KONTROL UNTUK MENCAPAI *ALTITUDE POINT* PADA UAV (*UNMANNED AERIAL VEHICLE*) *GLIDER*

Armanu Putra Bhakti Ardila, Tarmukan, Sidik Nurcahyo

Abstrak – UAV *Glider* merupakan pesawat yang didesain dengan bentangan sayap UAV yang memiliki panjang 254cm. Ditinjau dari prinsip aerodinamis, desain tersebut sudah dapat memecah dan melayang di udara dengan baik, dengan catatan perlu adanya kontrol yang baik guna stabilitas terbang dari pesawat tersebut. Dengan desain seperti ini dapat digunakan sebagai pesawat *monitoring area* dengan ketahanan daya yang lebih lama dibandingkan *quadcopter* atau *drone*. UAV *Glider* menggunakan kontrol Proporsional pada mode pencapaian ketinggian dengan nilai konstanta $K_p = 2,5$. UAV *Glider* menggunakan kontroler Arduino Mega dan sensor ketinggian BMP180. Alat ini bertujuan untuk mencapai ketinggian yang telah ditetapkan dengan sensor BMP180 sebagai referensi untuk pencapaian ketinggian sesuai dengan *set point* yang ditentukan mulai dari ketinggian 10 meter sampai 21 meter. Saat di udara UAV *Glider* akan terus berusaha mencapai ketinggian *set point*, jika *set point* yang diinginkan tercapai maka langkah selanjutnya UAV *Glider* akan terbang dengan mempertahankan ketinggian sesuai dengan *set point*.

Armanu Putra Bhakti Ardila adalah Mahasiswa D4 Teknik Elektronika Jurusan Teknik Elektro Politeknik Negeri Malang, email: armanuputra@gmail.com.

Tarmukan adalah dosen Jurusan Teknik Elektro Politeknik Negeri Malang

Sidik Nurcahyo adalah dosen Jurusan Teknik Elektro Politeknik Negeri Malang.

Kata Kunci – UAV *Glider*, pencapaian ketinggian, metode P, Sensor BMP 180.

I. PENDAHULUAN

Pada zaman sekarang ini, pantauan udara atau *monitoring area* dapat dilakukan dengan pesawat model rekayasa tanpa harus menggunakan pesawat terbang yang asli. Teknologi pesawat model yang paling sering digunakan adalah jenis *quadcopter* atau *drone* yang fungsinya sama yaitu untuk melakukan *monitoring area* lewat udara, namun disisi lain *quadcopter* atau *drone* memiliki kelemahan yaitu dari segi ketahanan daya dengan waktu maksimal terbang hanya 20 sampai 30 menit.

Untuk mengatasi kelemahan dari segi ketahanan daya maka digunakan desain pesawat berjenis *fixed wing* dengan sebutan UAV *Glider*. UAV *glider* merupakan sebuah pesawat yang

mengadopsi desain dari pesawat titan, dengan bentangan sayap UAV *Glider* yang memiliki panjang 254 cm, secara prinsip aerodinamis, desain tersebut dapat memaksimalkan ketahanan daya sehingga dapat menambah waktu terbang diudara dengan baik, sehingga dengan desain seperti ini dapat digunakan sebagai pesawat *monitoring area* dengan ketahanan daya yang lebih lama dibandingkan *quadcopter* atau *drone*.

Dalam melakukan tugas tersebut tentunya UAV *Glider* harus memiliki kestabilan pencapaian ketinggian yang baik saat terbang, dengan catatan perlu adanya kontrol yang baik agar menjaga kestabilan terbang dari pesawat tersebut agar saat melakukan *monitoring area* tidak terganggu oleh objek yang berukuran tinggi. Pencapaian ketinggian UAV *Glider* saat terbang didapatkan dari keseimbangan kontrol pencapaian ketinggian yang diberikan oleh *set point* dimana kontrol akan dilakukan oleh *elevator*. Pada metode sistem kontrol ini digunakan suatu sensor yang akan digunakan sebagai referensi untuk pencapaian di titik ketinggian tertentu.

II. TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Arduino Mega

Arduino Mega merupakan sebuah *Embedded system* yang bersifat *open source*. Di dalam rangkaian arduino terdapat mikrokontroler AVR seri Atmega 2560 yang merupakan produk dari Atmel. Didalam arduino sudah dilengkapi dengan *loader* dan komunikasi serial yang berupa USB sehingga memudahkan dalam proses pemrograman mikrokontroler. Arduino menyediakan 47 pin I/O, yang terdiri dari 16 pin *input* analog yang dapat difungsikan sebagai *output* digital dan 31 pin digital yang dapat difungsikan sebagai pin *input* atau *output* (Angki, 2015).



Gambar 2.1 Arduino Mega

*) Sumber : <http://sebatekno.com/>

2.2 Sensor BMP 180

Sensor BMP 180 adalah sensor untuk mengukur tekanan udara (Barometer) dengan nilai output berupa satuan Pa (*Pascal*), sensor tersebut juga dapat digunakan untuk mengukur ketinggian (Altimeter) dengan memanfaatkan tekanan udara

berdasarkan ketinggian terhadap permukaan laut. Tekanan udara tertinggi bumi berada di permukaan laut sehingga apabila semakin tinggi daratan maka tekanan udara semakin rendah.



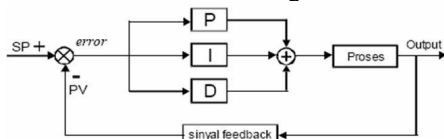
Gambar 2.2. Bentuk Fisik Sensor BMP 180
*) Sumber : <http://www.dhgate.com/digital-barometric>

2.3 Motor Servo MG90s

Motor servo adalah motor DC yang dapat dikontrol arah putaran, kecepatan putarnya dan sudutnya. Motor servo terdiri dari sebuah motor, serangkaian gear, potensiometer dan rangkaian kontrol. Potensiometer berfungsi untuk menentukan besaran sudut dari putaran servo. Motor servo dikendalikan dengan memberikan modulasi lebar pulsa (PWM/ *Pulse Wide Modulation*) melalui kabel kontrol. Lebar pulsa sinyal kontrol yang diberikan akan menentukan posisi sudut putaran dari poros motor servo (Ratih, 2012).

2.4 Kontrol P

Sistem kontrol P terdiri atas tiga buah cara pengaturan yaitu kontrol P (*Proportional*), D (*Derivative*) dan I (*Integral*), dengan masing-masing memiliki kelebihan dan kekurangan.

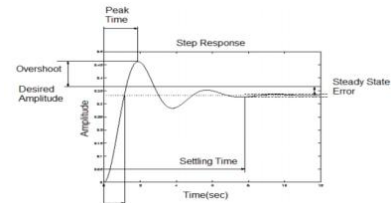


Gambar 2.3 Blok Diagram Sistem Kontrol P
*) Sumber : <http://miduino-robot.com/>

Dalam implementasinya masing-masing cara mampu bekerja sendiri maupun gabungan diantaranya. Dalam perancangan sistem kontrol P yang perlu dilakukan adalah mengatur parameter P, I atau D agar respon sinyal *output* sistem terhadap *input* tertentu sebagaimana yang diinginkan (Muhammad Ali, dkk, 2004).

2.4.1 Metode P (*Proportional*)

Metode P (*Proportional*) merupakan sebuah metode yang terdiri dari P (*Proportional*) dengan K_p sebagai konstantanya. Terdapat beberapa parameter penentu suatu sistem *close loop*, yaitu *rise time* (t_r), *overshoot* (os), *settling time* (t_s), dan *error steady state* (ess).



Gambar 2.4 Respon Sistem
*) Sumber : (Fahmizal, 2011)

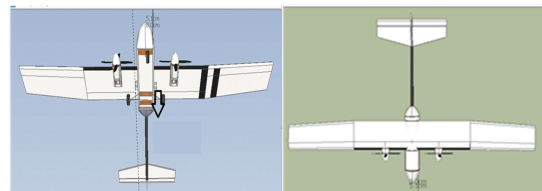
Jika nilai K_p ini diterapkan dalam sebuah sistem, maka yang terjadi adalah *rise time* (t_r) dan *error steady state* (ess) sistem tersebut menurun, terjadi perubahan kecil pada *settling time* (t_s), namun *overshoot* (os) meningkat. (Tidar Naula Bimantara, 2015).

III. METODOLOGI

3.1 Perancangan dan Pembuatan Alat

Perancangan mekanik digambarkan menggunakan aplikasi desain gambar 3D menggunakan software *Google Sketchup*, dimana desain yang akan dibuat merupakan jenis pesawat *glider*. Perancangan ukuran sayap mulai dari luas, panjang, lebar, derajat hedral sayap disesuaikan dengan *Aspect Ratio* dari tipe *glider* itu sendiri dengan spesifikasi alat sebagai berikut :

- Dimensi alat
- Wingspan = 254 cm
- Panjang Pesawat = 150 cm
- AUW = 4949 gram

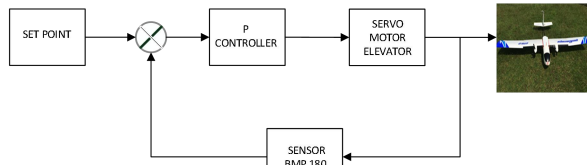


Gambar 3.1 Desain Glider Tampak Atas dan Bawah

Pesawat UAV *glider* ini dibuat dari bahan dasar *depronfoam*. Untuk rangka penguat pada sayap dan pada badan pesawat menggunakan bahan dasar kayu triplex, ekor pesawat menggunakan pipa karbon pancing, dan untuk penguat ekor bagian belakang menggunakan pipa *fiber carbon* berdiameter 7mm .

3.2 Perancangan dan Pembuatan Elektrik

Selanjutnya akan dibahas perancangan elektrik sistem pesawat UAV *glider* ini. Dalam perancangan dan pembuatan rangkaian elektrik untuk pencapaian ketinggian (*altitude point*) berdasarkan *set point* yang diberikan menggunakan sensor BMP 180 sebagai pembanding.

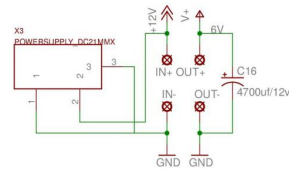


Gambar 3.2 Diagram Blok Kontrol

Dalam perancangan rangkaian elektrik pesawat UAV *Glider* untuk Mode Semi Otomatis menggunakan komponen antara lain :

3.2.1 Modul Voltage Regulator

Tegangan masukan berasal dari Baterai Lippo 12v 5200mAh, kemudian akan masuk ke Modul Voltage Regulator untuk menurunkan tegangan dari 12 Volt menjadi 6 Volt

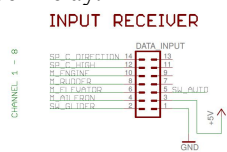


Gambar 3.3 Rangkaian Voltage Regulator

Ditambahkan sebuah kapasitor 4700uf/12v agar output dari *Voltage Regulator* tidak terjadi *ripple* tegangan.

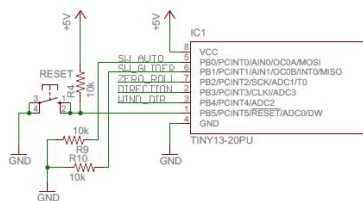
3.2.2 Selector Modul

Selector Modul digunakan sebagai pemilih mode pada UAV *Glider*. *Selector* Modul dibagi menjadi beberapa bagian antara lain *Remote Control*, *Receiver Remote Control*, IC ATtiny13, dan Rangkaian Driver Relay.



Gambar 3.4 Receiver Remote Control

Output dari *Receiver* berupa sinyal PWM yang akan diteruskan ke Arduino ProMini untuk dikonversi menjadi *logic* sehingga IC ATtiny 13 dapat memproses data tersebut.

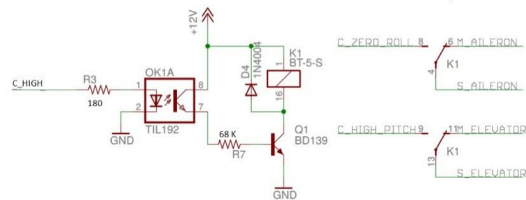


Gambar 3.5 Selector IC AT tiny 13

Apabila salah satu *input* mendapat logika 1 maka mode akan aktif sehingga mengaktifkan pin *output* AT tiny13. Jika *input* SW_AUTO aktif maka *output*

ZERO_ROLL dan DIRECTION aktif. Jika pin *output* ZERO_ROLL aktif maka akan menuju ke rangkaian Driver Relay.

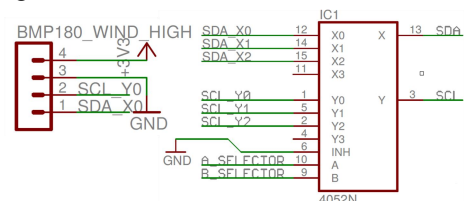
Rangkaian Driver Relay terdiri dari beberapa komponen seperti Transistor BD139, Optocoupler, Relay DPDT (*Double Pole Double Throw*), dan Diode.



Gambar 3.6 Rangkaian Driver Relay

Perintah dari IC AT tiny13 tadi akan masuk melewati resistor 180 Ω kemudian masuk ke Optocoupler dan mentrigger Basis dari Transistor BD 139 sehingga Relay DPDT (*Double Pole Double Throw*) akan aktif. Relay DPDT yang aktif akan membuat S_ELEVATOR (Servo pada *Elevator*) terhubung dengan C_HIGH_PITCH pada pin Arduino Mega 2560.

3.3.3 Rangkaian Sensor BMP 180



Gambar 3.7 Rangkaian Sensor BMP 180

Sistem komunikasi BMP 180 menggunakan I²C. Namun pada pembuatan pesawat ini membutuhkan 3 sensor BMP 180 karena selain untuk mode pencapaian ketinggian, 2 sensor BMP 180 digunakan untuk Mode *Glider*. Karena 3 sensor yang sama bekerja secara bersamaan, maka digunakanlah IC Multiplexer 74HC4052 yang bertujuan untuk melakukan pengalamanan pada sensor BMP.

3.4 Perancangan Metode Kontrol P

Pada perancangan metode P dibawah ini akan dijelaskan cara untuk menentukan metode kontrol P yang mana yang akan digunakan untuk menghasilkan suatu sistem kontrol yang sesuai, langkah perancangan yang pertama adalah menentukan respon sistem. Langkah menentukan respon sistem ini dimulai dengan memberikan nilai konstanta Kp sebesar 1, sedangkan Ki = 0, dan Kd = 0, alat diuji dengan menerbangkannya diudara sehingga respon pergerakan dari elevator dapat diketahui, kemudian menambahkan nilai Kp sedikit demi sedikit sampai menemukan respon yang sesuai.

Respon yang sesuai dapat ditentukan dengan pergerakan elevator yang tidak terlalu pelan dan tidak terlalu cepat (smooth). Sampai ditemukan nilai kontrol proporsional yaitu dengan nilai $K_p = 2,5$; $K_i = 0$; dan $K_d = 0$.

IV. PENGUJIAN DAN ANALISA

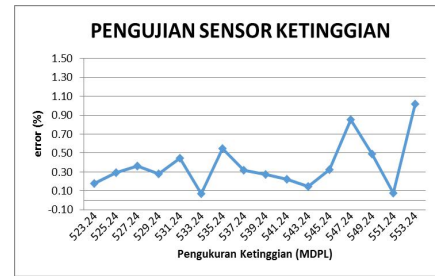
4.1 Pengujian Sensor BMP 180

Pengujian sensor ketinggian BMP 180 dilakukan di tempat yang tinggi. Lokasi yang digunakan untuk melakukan pengujian sensor dilakukan di Gedung Sipil Polinema yang memiliki 8 lantai. Pengujian dilakukan di setiap lantai mulai dari lantai dasar sampai *roof top* kemudian dibandingkan dengan pengukuran menggunakan *roll meter*. Menurut pembacaan sensor ketinggian BMP 180, lantai dasar dari gedung Sipil Polinema berada pada ketinggian 521,24 Mdpl. Ketinggian ini yang akan dijadikan sebagai patokan (0 meter). Pembacaan sensor BMP 180 dilakukan setiap kenaikan 2 meter.

Tabel 4.1 Pengujian Sensor Ketinggian BMP 180

No.	Ketinggian Pengukuran (Mdpl)	Pembacaan Sensor BMP 180 (Mdpl)	Error (%)
1	523.24	524.17	0.18
2	525.24	526.79	0.30
3	527.24	529.15	0.37
4	529.24	530.72	0.28
5	531.24	533.61	0.44
6	533.24	533.61	0.06
7	535.24	538.16	0.54
8	537.24	538.95	0.31
9	539.24	540.70	0.27
10	541.24	542.45	0.22
11	543.24	544.03	0.14
12	545.24	547.01	0.32
13	547.24	551.92	0.85
14	549.24	551.92	0.48
15	551.24	551.65	0.07
16	553.24	558.88	1.01
Rata-Rata Error			0,36 %

Pengujian Sensor BMP 180 menunjukkan bahwa dalam pembacaannya masih memiliki error rata-rata 0,36%, namun error masih terbilang kecil sehingga Sensor BMP 180 masih dapat digunakan sebagai sensor pengukuran ketinggian. Untuk mempermudah pembacaan *error* maka dinyatakan dalam gambar grafik yang ditunjukkan pada gambar:



Gambar 4.1 Grafik Pengujian Sensor Ketinggian

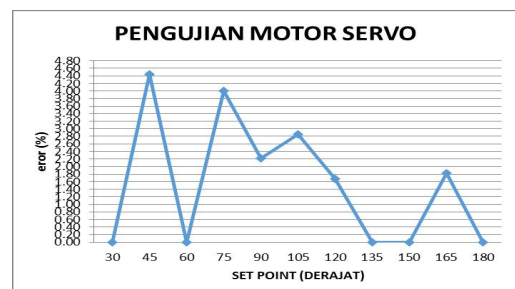
4.2 Pengujian Motor Servo TowerPro MG90S

Untuk menganalisa kerja motor servo yang dipakai adalah dengan cara membandingkan sudut hasil pergerakan motor servo yang diberikan sesuai *set point* dan diukur menggunakan busur sehingga nilai *error* pada motor servo TowerPro MG90S bisa diketahui.

Tabel 4.2 Pengujian Motor Servo MG90s

NO.	SET POINT (°)	PERGERAKAN DERAJAT SERVO (°)	ERROR (%)	LEBAR PULSA HIGH	DUTY CYCLE (%)
1	30	30	0.0	0.85	4.26
2	45	43	4.4	1.01	5.04
3	60	60	0.0	1.16	5.82
4	75	72	4	1.32	6.6
5	90	92	2.2	1.47	7.36
6	105	108	2.8	1.63	8.14
7	120	122	1.6	1.78	8.92
8	135	135	0.0	1.94	9.68
9	150	150	0.0	2.09	10.46
10	165	162	1.8	2.25	11.24
11	180	180	0.0	2.40	12.02
ERROR RATA-RATA			1.5		

Setelah melakukan pengujian, dapat disimpulkan bahwa pergerakan servo memiliki rata-rata *error* sebesar 1,5%. Prosentase tersebut masih terbilang kecil dan servo masih terbilang baik. Untuk mempermudah pembacaan *error* pada pergerakan Motor Servo maka dinyatakan dalam gambar grafik yang ditunjukkan pada gambar dibawah ini :



Gambar 4.2 Grafik Pengujian Motor Servo

Pada saat motor servo melakukan pergerakan *elevator*, motor servo tidak langsung terhubung dengan *elevator* namun digunakan *pushrod* sebagai

penghubung. Dengan demikian, perlu adanya data pengukuran derajat pergerakan pada *elevator* apakah gerak sudut pada *elevator* sesuai dengan gerak sudut motor servo. Setelah melakukan pengukuran derajat gerak motor servo terhadap gerak *elevator* keatas dan kebawah, didapatkan hasil pengukuran pada tabel dibawah ini:

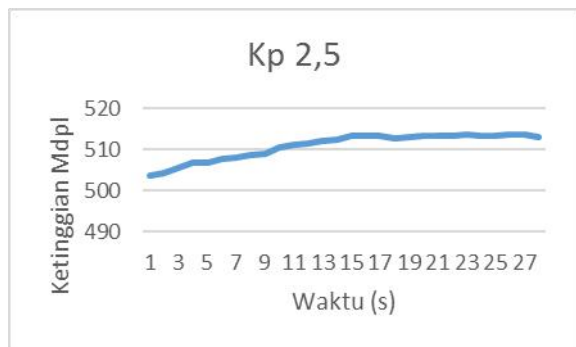
Tabel 4.3 Pengukuran Derajat Gerak *Elevator*

DERAJAT SERVO (°)	GERAK <i>ELEVATOR</i> (°)	
	ARAH ATAS	ARAH BAWAH
30	18	18
45	24	25
60	28	32
75	30	37

Dari hasil tabel pengukuran derajat gerak *elevator* diatas, pergerakan derajat yang dihasilkan motor servo tidak sama dengan derajat pergerakan *elevator* dikarenakan faktor mekanik.

4.3 Pengujian Respon Sistem

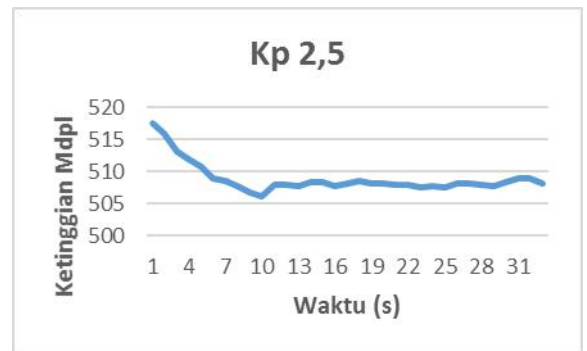
Pengujian sistem pencapaian ketinggian ini dilakukan untuk mengetahui apakah kontrol sistem dapat bekerja sesuai dengan tujuan untuk pencapaian ketinggian sesuai dengan *set point* yang diberikan, *record* data akan disimpan pada *data logger* sehingga data dari *logger* tersebut yang nantinya akan dianalisa.



Gambar 4.3 Pengujian Sistem Saat Ketinggian Terbang Pesawat Kurang Dari *Set Point*

Dari hasil pengujian sistem diatas, diberikan nilai $K_p = 2,5$; $K_i = 0$; dan $K_d = 0$; saat pesawat selesai take off, mode auto diaktifkan kemudian *set point* diberikan sebesar 15 meter diatas permukaan tanah dengan ketinggian tanah berada pada 498.42 mdpl, sehingga pesawat akan mencoba terbang pada ketinggian 513,42 mdpl. Dari grafik pengujian diatas masih terjadi osilasi ketika sistem sedang berjalan, osilasi tersebut mengakibatkan *error steady state* yang mengakibatkan sistem berjalan kurang baik. Osilasi tersebut dapat disebabkan karena pengaruh kecepatan angin saat pesawat sedang terbang. Respon sistem untuk pencapaian *set point* cukup

lama dikarenakan selain karena faktor kecepatan terbang pesawat, juga karena pengaturan kemiringan sudut gerak *elevator* 20° . Saat berada diudara *elevator* tidak memerlukan pergerakan sudut yang terlalu besar. Pengaturan gerak sudut *elevator* yang maksimal hanya sampai 20° dilakukan agar pesawat tidak stall (kehilangan daya angkat sehingga mengakibatkan pesawat jatuh). Selain itu, nose heavy (bagian depan pesawat harus sedikit lebih berat) juga berpengaruh terhadap kecepatan untuk mencapai kestabilan sistem. Untuk pengujian sistem saat nilai *set point* berada dibawah ketinggian pesawat saat terbang manual dapat dilihat dibawah ini :



Gambar 4.4 Pengujian Sistem Saat Ketinggian Terbang Pesawat Melebihi Dari *Set Point*

Dari hasil pengujian sistem diatas, diberikan nilai $K_p = 2,5$; $K_i = 0$; dan $K_d = 0$; saat pesawat terbang secara manual, kemudian mode auto diaktifkan dengan pemberian *set point* sebesar 10 meter diatas permukaan tanah dengan ketinggian tanah berada pada 498.42 mdpl, sehingga pesawat akan mencoba terbang pada ketinggian 508,42 mdpl. Dari grafik pengujian diatas masih terjadi osilasi ketika sistem sedang berjalan, osilasi tersebut mengakibatkan *error steady state* yang mengakibatkan sistem berjalan kurang baik. Osilasi tersebut dapat disebabkan karena pengaruh kecepatan angin saat pesawat sedang terbang, dan juga kecepatan pesawat itu sendiri. Saat pencapaian *set point* yang lebih rendah, waktu yang dibutuhkan relatif lebih cepat daripada saat pencapaian *set point* yang lebih tinggi, pada saat sesaat sistem akan mengalami overshoot karena percepatan pergerakan pesawat untuk turun dikarenakan faktor gaya gravitasi, dan pengaturan nose heavy. Untuk pergerakan pada *elevator* tidak memerlukan sudut yang terlalu besar. Sudut pergerakan maksimal *elevator* sebesar 20° karena pesawat cenderung lebih mudah untuk turun.

Sehingga dapat disimpulkan bahwa sistem pencapaian altitude point (pencapaian ketinggian) dalam penelitian ini juga dipengaruhi faktor alam yaitu kecepatan angin, dan juga faktor kecepatan dari pesawat itu sendiri, sehingga penerapan kontrol

PID yang digunakan hanya kontrol proporsional (Kp) saja.

V. PENUTUP

A. Kesimpulan

Berdasarkan hasil dari penelitian yang dilakukan, dapat diambil beberapa kesimpulan, yaitu :

1. Pendeteksian ketinggian di udara dapat dilakukan dengan menggunakan sensor BMP 180 dengan satuan pengukuran berdasarkan MDPL.
2. Pergerakan sudut pada motor servo tidak sama dengan pergerakan sudut pada *elevator* dikarenakan pengaruh dari faktor mekanik.
3. Untuk pergerakan keatas dan kebawah pada pesawat dalam mencapai ketinggian yang sesuai set point, tidak memerlukan pergerakan sudut *elevator* yang terlalu besar.
4. Waktu yang diperlukan untuk pencapaian ketinggian juga dipengaruhi oleh kecepatan terbang pesawat dan juga faktor angin.
5. Saat terbang pesawat akan cenderung lebih mudah turun daripada naik dikarenakan pengaturan titik keseimbangan pesawat harus *nose heavy*.

Setelah melakukan penelitian, perancangan ini masih perlu adanya perbaikan. Adapun hal tersebut adalah :

B. Saran

1. Penempatan sensor BMP 180 untuk pendeteksian ketinggian diletakkan ditempat yang tidak terkena hembusan angin yang kuat agar pembacaan ketinggian dari sensor BMP 180 tidak mengalami gangguan.
2. Efisiensi waktu dalam sistem pencapaian ketinggian berdasarkan *set point* dapat lebih baik apabila *engine* juga ikut dikontrol.
3. Agar jangkauan pengontrolan terbang pesawat dapat lebih jauh dan tidak terganggu oleh sinyal frekuensi lain sebaiknya menggunakan remote control dengan kualitas yang lebih bagus.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Ali, Muhamad. (2014). “Pembelajaran Perancangan Sistem Kontrol P Dengan Software Matlab”. Jurnal Edukasi Jurusan Pendidikan Teknik Elektro Fakultas Teknik, Universitas Negeri Yogyakarta.
- [2] Bachtiar, Mobed Mochamad, dkk. (2014). “Pendent Posisi 3D Quadcopter Berbasis Enhancement Particle Filter Using Ant Colony Optimization”. Jurnal Jurusan Teknik Elektro Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya.
- [3] Bimantara, Tidar Naula. (2015). “Implementasi Kontrol P pada Pengaturan Suhu untuk Perebusan Kedelai dalam Proses Pembuatan Tempe”. Skripsi Jurusan Teknik Elektro, Politeknik Negeri Malang.
- [4] Dewi, Ratih Kesuma. (2013). “Perancangan dan Pembuatan Ackerman Mobile Robot dengan Kendali P untuk Menghindari Halangan Berbasis Hybrid System”. Skripsi Program Studi Sistem Komputer, STIKOM Surabaya.
- [5] Fahmizal. 2011. “Implementasi Sistem Navigasi Behavior Based dan Kontroler P pada Manuver Robot Maze”. Skripsi Jurusan Teknik Elektro, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.
- [6] Lubis, M. Mirsal. (2012). “Analisis Aerodinamika Airfoil Naca 2412 pada Sayap Pesawat Model Tipe Glider Dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamic untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum”. Skripsi Teknik Mesin, Universitas Sumatera Utara Medan.
- [7] Pratama, Angki Nopebriansyah. (2015). “Pengembangan Midi Controller Berbasis Microcontroller Dengan Mekanisme Sentuh”. Jurusan Pendidikan Seni Musik Fakultas Bahasa dan Seni, Universitas Negeri Yogyakarta.
- [8] Risqiana, Sisca. (2014). “Kontrol untuk Mempertahankan Posisi Autonomous Blimp pada Suatu Koordinat Tertentu Berbasis Beaglebone Black dengan Metode Melawan Arah Angin”. Skripsi Jurusan Teknik Elektro, Politeknik Negeri Malang.
- [9] Setyasaputra, Nurmajid. 2013. “Desain dan Implementasi Sistem Kendali Sikap dengan IMU 6-DOF untuk Aplikasi Aero Robot”. Tugas Akhir Sarjana, Institut Teknologi Telkom Bandung.
- [10] Wijaya, Eka Candra. (2004). “Auto Tuning P Berbasis Metode Osilasi Ziegler-Nichols Menggunakan Mikrokontroler AT89S52 pada Pengendalian Suhu”. Skripsi Jurusan Teknik Elektro Universitas Diponegoro, Semarang.