

Perancangan dan Implementasi Kontroler PID untuk Pengaturan *Heading* dan Pengaturan Arah pada *Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*

Hery Setyo Widodo, Rusdhianto Effendie A.K, Joko Susila

Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111

E-mail: ditto@ee.its.ac.id

Abstrak— UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan kendaraan udara tanpa awak yang dikendalikan dari jarak jauh oleh atau tanpa seorang pilot (*Autopilot*). Kontrol pesawat UAV ada dua variasi utama, variasi pertama yaitu dikontrol melalui pengendali jarak jauh dan variasi kedua adalah pesawat yang terbang secara mandiri berdasarkan program yang dimasukkan. Sebuah *fixed-wing* UAV harus mampu mempertahankan posisinya pada lintasan yang sudah ditentukan selama melakukan *tracking* lintasan. Keakuratan dalam *tracking* arah dan *heading* pesawat sangat berpengaruh terhadap keberhasilan misi penerbangan pesawat UAV dalam memperthankan lintasannya untuk mencapai target. Oleh karena itu pada Tugas Akhir ini dirancang sistem pengaturan dengan menggunakan metode kontrol PID untuk mengatasi kesalahan dalam menjaga lintasan pesawat. Pengaturan arah dan *heading* pesawat UAV dilakukan dengan memanfaatkan dinamika gerak lateral yang meliputi gerak *roll* dan *yaw* dan *input* dari GPS (*Global Positioning System*). Dari simulasi diperoleh proses *tracking* dapat mengikuti rancangan gerak yang diinginkan Pergeseran lintasan pesawat pada saat implementasi kontroler PID disebabkan akurasi GPS yang masih rendah yaitu 3 meter.

Kata Kunci— *Fixed-wing* UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*), *Tracking*, *Roll*, *Yaw*, *Heading*, *GPS*.

I. PENDAHULUAN

Pesawat tanpa awak (*Unmanned Aerial Vehicle*) adalah sebuah mesin terbang yang bergerak dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri, menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya, bisa digunakan kembali dan mampu membawa muatan baik senjata maupun muatan lainnya.

Pesawat bersayap tetap memanfaatkan prinsip Bernoulli, yaitu suatu fluida yang bergerak lebih cepat memiliki tekanan yang lebih rendah dibandingkan dengan fluida yang bergerak lebih lambat. Karena sisi sayap bagian atas lebih panjang daripada sisi sayap bagian bawah (karena kelengkungan permukaan sayap di bagian atas), maka udara yang mengalir lebih cepat di bagian atas daripada di bagian bawah. Perbedaan kecepatan udara itulah yang menyebabkan pesawat dapat terbang. Supaya ada udara mengalir di sayap, pesawat harus bergerak pada kecepatan tertentu.

Penerapan sistem autopilot pada *fixed-wing* UAV dapat menjadikannya kendaraan yang handal dan dapat beroperasi secara otomatis sesuai dengan program yang telah ditanam di dalamnya. Keberadaan UAV diharapkan mampu memberikan kontribusi lebih dalam menangani masalah pertahanan, pengawasan, penyelamatan, ataupun misi penyerangan. Untuk mengatasi masalah kestabilan pada *fixed-wing* UAV maka digunakan kontroler PID (*Proportional, Integral, Derivative*) secara terintegrasi di dalam *microcontroller* dan ditanam di dalam pesawat. Pemilihan kontroler PID pada penelitian ini karena kontroler ini merupakan jenis kontroler yang paling banyak penggunaannya, kesederhanaan struktur, kemudahan dalam melakukan tuning parameter kontrolnya, memiliki respon yang cepat, sederhana, mudah dipelajari, dan mudah diaplikasikan [1].

II. MODEL UAV

A. *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*

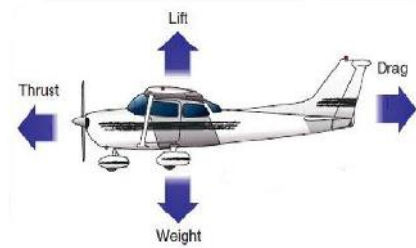
UAV pada awalnya dibuat dengan sangat sederhana dan akhirnya dikontrol secara otonom (*autonomous*) semakin banyak produksi dan digunakan. Saat ini, UAV telah digunakan untuk melakukan misi inteljen, pemantauan (*surveillance*), pengintaian (*reconnaissance*) serta misi serangan (*attack*).

Kontrol UAV ada dua variasi utama, variasi pertama yaitu dikontrol melalui pengendali jarak jauh dan variasi kedua adalah pesawat yang terbang secara mandiri berdasarkan program yang dimasukkan ke dalam pesawat sebelum terbang [2].

Banyak dilaporkan bahwa UAV telah berhasil dengan tingkat akurasi tinggi dalam melakukan misi inteljen, pemantauan, pengintaian dan serangan dengan menggunakan roket, rudal dan bom. UAV lebih disukai untuk melaksanakan misi yang terlalu "membosankan dan berbahaya atau beresiko tinggi" bagi pilot pesawat berawak. UAV juga semakin banyak digunakan untuk keperluan sipil (non militer) seperti pemadam kebakaran, keamanan non militer atau pemeriksaan jalur pipa, pemantauan daerah bencana [3].



Gambar 1. Aplikasi Hukum Bernoulli pada Sayap Pesawat



Gambar 2. Gaya-gaya yang Bekerja pada Pesawat

B. Sistem Koordinat Pesawat [4]

Sistem koordinat pesawat terdiri dari dua macam koordinat yang sering dijadikan acuan, yaitu:

1. Sistem koordinat terhadap bumi (*Earth axis system*). Sistem ini menetapkan sumbu X bumi ke arah utara, sumbu Y bumi ke arah timur, dan sumbu Z bumi ke arah bawah.
2. Sistem koordinat terhadap bodi (*Body axis system*). Pada sistem koordinat ini, arah sumbu X ditetapkan searah dengan hidung pesawat, sumbu Y searah dengan sayap, sedangkan sumbu Z menunjuk arah bawa. Sistem koordinat *body* pesawat digunakan untuk menentukan persamaan gerak pesawat karena sistem ini lebih mudah dimengerti dan tidak bergantung pada arah

C. Gaya yang Menyebabkan Pesawat Dapat Terbang [5]

Sebagaimana kita ketahui, di permukaan bumi ini setiap benda yang beratnya lebih berat dari udara (*heavier than air*) pasti akan jatuh ke permukaan bumi. Untuk mempertahankan agar benda tetap berada pada tempatnya dan tidak jatuh ke bumi, maka dibutuhkan Gaya (*Force*) sebesar Gaya Gravitasi (*G-Force*) yang timbul terhadap benda itu, yang dalam sehari-hari disebut Berat (*Weight*). Gaya-gaya yang bekerja pada sebuah pesawat terbang tampak seperti pada Gambar 2. yang terdiri atas:

1. Gaya Dorong (*Thrust*) yang mendorong pesawat ke depan
2. Gaya Hambat (*Drag*) yang arahnya ke belakang pesawat, berlawanan dengan Gaya Dorong (*Thrust*)
3. Gaya Angkat (*Lift*) yang mengangkat pesawat ke atas
4. Gaya Gravitasi yang arahnya selalu ke bawah, ke pusat bumi

Agar pesawat dapat terbang (mengudara) melawan Gaya Gravitasi bumi, maka harus ada Gaya yang lebih besar dari Gaya Gravitasi yaitu Gaya Angkat yang dihasilkan oleh sayap sebagai akibat adanya Gaya Dorong dari Mesin (*Engine*) pesawat.

III. PERUMUSAN MASALAH

Permasalahan *tracking waypoint* masih menyisakan permasalahan pergeseran lintasan yang terlalu panjang atau terlalu jauh sehingga kurang efisien dalam proses *tracking*. Pengaturan arah dan dan pengaturan *heading* pesawat dirasa perlu dilakukan untuk menjaga posisi pesawat agar tetap berada pada lintasan yang terbentuk diantara *waypoint* yang sudah ditentukan.

IV. PERANCANGAN SISTEM

A. Identifikasi Kebutuhan

Kebutuhan sistem dalam pengerjaan Tugas Akhir ini adalah sebuah pesawat mini RC sebagai *plant*, *Inertial Measurement Unit board* untuk mengetahui orientasi dari pembacaan sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*, *GPS receiver* untuk mengetahui posisi pesawat saat ini dan seperangkat mikrokontroler Ardupilot Mega 1 yang berfungsi sebagai kontroler dan otak dalam perencanaan gerak pesawat serta sebuah komputer sebagai *Ground Station*.

B. Identifikasi Plant

Identifikasi yang dilakukan pada Tugas Akhir ini dilakukan secara dinamis yaitu dengan memberikan masukan sudut yang berbeda-beda pada motor servo penggerak *rudder* dan *aileron* kemudian mengukur keluaran berupa sudut *roll* dan *yaw*. Kemudian pengolahan data masukan dan keluaran dilakukan dengan mengolah data yang sudah di-*import* ke dalam *software* MATLAB dengan menggunakan program ARX untuk mendapatkan *transfer function plant* seperti pada Tabel 1.

Tabel 1
Transfer Function Plant

Kecepatan	TF Roll	TF Yaw
Kecepatan Rendah	$\frac{-(0,067s + 2,732)}{s^2 + 2,35s + 5,48}$	$\frac{5,92s - 1,64}{s^2 + 4,001s + 10,83}$
Kecepatan Nominal	$\frac{73,42s + 47,33}{s^2 + 27,36s + 23,27}$	$\frac{0,0117s + 1,305}{s^2 + 108,8s + 31,17}$
Kecepatan Tinggi	$\frac{0,28s + 11,3}{s^2 + 2,19s + 11,42}$	$\frac{0,403s + 0,196}{s^2 + 4,74s + 13}$

C. Perancangan Kontroler PID [6]

Pada penelitian ini kontroler PID digunakan untuk menjaga posisi pesawat saat terbang mengikuti lintasan yang telah direncanakan sebelumnya. Sinyal kesalahan yang diperoleh berasal dari kesalahan *heading* dan arah pesawat terhadap *waypoint* yang dituju. Dengan demikian arah pesawat akan selalu di-*update* setiap waktu. Sinyal keluaran kontroler akan dikonversikan ke dalam sinyal PWM untuk menggerakkan *rudder* dan *aileron* sebagai kemudi utama pesawat. Langkah-langkah perancangan kontroler PID berdasarkan *transfer function plant* :

1. Tentukan *transfer function plant* yang akan dikontrol:

Transfer function Roll :

$$G_R(s) = \frac{73,42s + 47,33}{s^2 + 27,36s + 23,27} \quad (3.1)$$

Transfer function Yaw :

$$G_Y(s) = \frac{0,0117s + 1,305}{s^2 + 108,8s + 31,17} \quad (3.2)$$

2. Karena keluaran plant merupakan kecepatan sudut, maka untuk mendapatkan keluaran berupa sudut maka harus dikalikan dengan *integrator* (s^{-1}). Pengalihan *transfer function* dengan *integrator* akan menghasilkan *plant* orde 3, sehingga *transfer function plant* menjadi :

Transfer function Roll :

$$G_{R1}(s) = \frac{73,42s + 47,33}{s(s^2 + 27,36s + 23,27)} \quad (3.3)$$

Transfer function Yaw :

$$G_{Y1}(s) = \frac{0,0117s + 1,305}{s(s^2 + 108,8s + 31,17)} \quad (3.4)$$

Transfer function Roll modified:

$$G_{R1}(s) = \frac{73,42s + 47,33}{s(s^2 + 27,36s + 23,27)} \times \frac{s}{(\frac{73,42}{47,33}s + 1)} \quad (3.5)$$

$$G_{R1}(s) = \frac{47,33}{s^2 + 27,36s + 23,27}$$

Transfer function Yaw modified:

$$G_{Y1}(s) = \frac{0,0117s + 1,305}{s(s^2 + 108,8s + 31,17)} \times \frac{s}{(\frac{0,0117}{1,305}s + 1)} \quad (3.6)$$

$$G_{Y1}(s) = \frac{1,305}{s^2 + 108,8s + 31,17}$$

3. Menentukan parameter *plant* K , ζ , ω_n dari *transfer function plant* berdasarkan [3] berikut :

$$G(s) = \frac{K}{\frac{1}{\zeta^2 \omega_n^2} s^2 + \frac{2\zeta}{\omega_n} s + 1}$$

Transfer function Roll :

$$G_{R1}(s) = \frac{47,33}{23,27(\frac{1}{23,27} s^2 + \frac{27,36}{23,27} s + 1)} \quad (3.7)$$

Transfer function Yaw:

$$G_{Y1}(s) = \frac{1,305}{31,17(\frac{1}{31,17} s^2 + \frac{108,8}{31,17} s + 1)} \quad (3.8)$$

Sehingga dari *transfer function roll* dan *yaw* dapat dihitung parameter *plant* untuk mendapatkan parameter kontroler sebagai berikut :

1. Transfer function Roll :

$$G_{R1}(s) = \frac{47,33}{23,27(\frac{1}{23,27} s^2 + \frac{27,36}{23,27} s + 1)} \quad (3.7)$$

Sehingga diperoleh nilai parameter *plant* sebagai berikut :

$$K = \frac{47,33}{23,27} = 2,03 \quad (3.9)$$

$$\omega_n = \sqrt{23,27} = 4,82 \quad (3.10)$$

$$\frac{2\zeta}{\omega_n} = \frac{27,36}{23,27} \quad (3.11)$$

Substitusi hasil Persamaan (3.10) ke Persamaan (3.11)

$$\frac{2\zeta}{4,82} = \frac{27,36}{23,27} \Rightarrow \zeta = \frac{27,36 \cdot 4,82}{23,27 \cdot 2} = 2,83 \quad (3.12)$$

Menghitung parameter kontroler secara analitik berdasarkan [3]

$$\tau_{ir} = \frac{2\zeta}{\omega_n} = \frac{2 \cdot 2,83}{5,583} = 3,39 \quad (3.13)$$

$$\tau_{dr} = \frac{1}{2\zeta \cdot \omega_n} = \frac{1}{2 \cdot 2,83 \cdot 4,82} = 0,0366 \quad (3.14)$$

Substitusi hasil Persamaan (3.9), (3.10), (3.12) dan nilai $\omega_n = 0,2$ ke Persamaan (3.15)

$$K_{pr} = \frac{2,2,83}{0,2 \cdot 4,82 \cdot 2,03} = 2,892 \quad (3.15)$$

2. Transfer function Yaw :

$$G_{Y1}(s) = \frac{1,305}{31,17(\frac{1}{31,17} s^2 + \frac{108,8}{31,17} s + 1)} \quad (3.8)$$

Sehingga diperoleh nilai

$$K = \frac{1,305}{31,17} = 0,04186 \quad (3.16)$$

$$\omega_n = \sqrt{31,17} = 5,583 \quad (3.17)$$

Substitusi hasil Persamaan (3.17) ke Persamaan (3.18)

$$\frac{2\zeta}{\omega_n} = \frac{108,8}{31,17} \Rightarrow \zeta = \frac{108,8 \cdot 5,583}{31,17 \cdot 2} = 9,7438 \quad (3.18)$$

Menghitung parameter kontroler secara analitik berdasarkan [6]

$$\tau_{iy} = \frac{2\zeta}{\omega_n} = \frac{2 \cdot 9,7438}{5,583} = 1,17427 \quad (3.19)$$

$$\tau_{dy} = \frac{1}{2\zeta \cdot \omega_n} = \frac{1}{2 \cdot 9,7438 \cdot 5,583} = 0,009 \quad (3.20)$$

Substitusi hasil Persamaan (3.16), (3.17), (3.18) dan nilai $\omega_n = 0,2$ ke Persamaan (3.21)

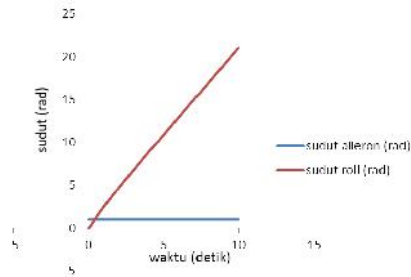
$$K_{py} = \frac{2 \cdot 9,7438}{0,2 \cdot 5,583 \cdot 0,04186} = 416,928 \quad (3.21)$$

Apabila hasil perhitungan parameter kontroler secara analitik masih belum memberikan performansi yang diinginkan

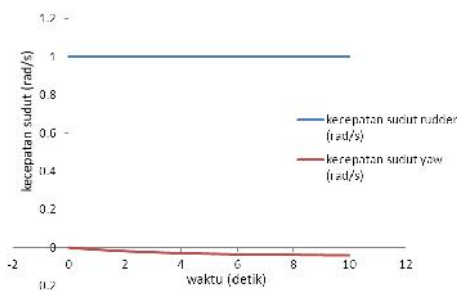
maka dapat dilakukan *tunning* parameter secara terstruktur. Metode *tunning* ini dilakukan untuk mendapatkan respon yang lebih baik.

D. Hasil Simulasi

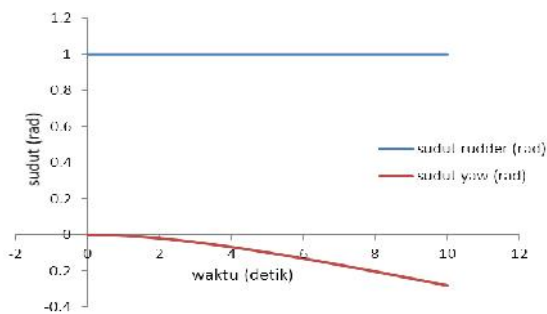
Simulasi dilakukan dengan memberikan uji sinyal *step* terhadap kecepatan sudut *yaw* dan posisi sudut *yaw*. Hasil simulasi *plant* untuk pengujian sudut *roll* dan *yaw*, kecepatan sudut *roll* dan *yaw*, serta pengujian dengan kontroler dapat dilihat pada Gambar 3. sampai Gambar 7.



Gambar 3. Kurva Respon Sudut Roll Dengan Sinyal Uji Step



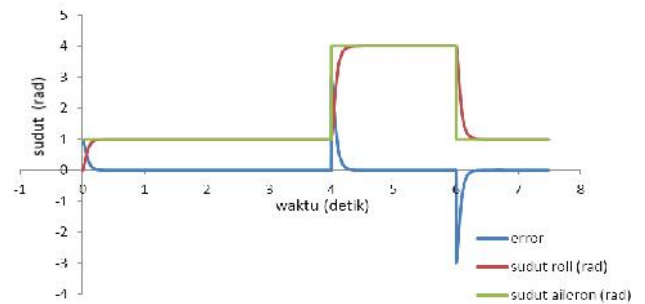
Gambar 4. Gambar Kurva Respon Kecepatan Sudut Yaw dengan Sinyal Uji Step



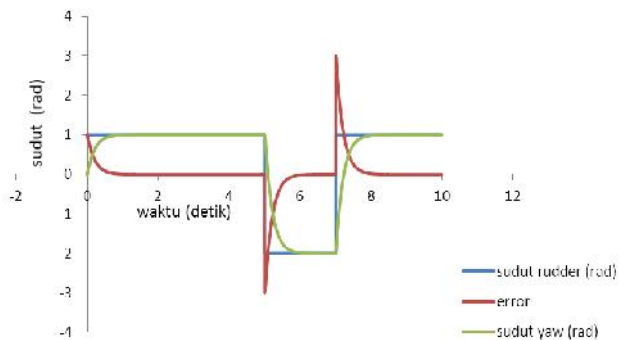
Gambar 5. Kurva Respon Sudut Yaw dengan Sinyal Uji Step

E. Simulasi Kontroler PID untuk Kestabilan Sudut Roll dan Yaw

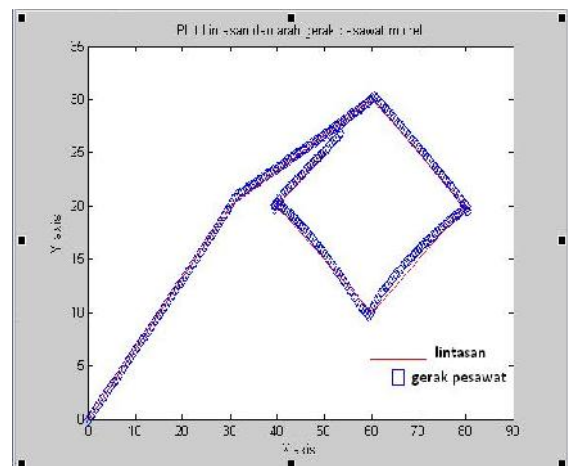
Untuk mengatasi masalah ketidakstabilan yang terjadi pada sudut *roll* dan *yaw* maka perlu dipasang kontroler PID dan parameter-parameternya ditala secara analitik sehingga didapatkan respon sudut *roll* dan *yaw* seperti pada Gambar 4.5 dan Gambar 4.6. Sedangkan simulasi proses *tracking* lintasan dilakukan untuk mengetahui seberapa handal kontroler PID yang telah dirancang. Hasil simulasi proses *tracking* dapat dilihat pada Gambar 4.7.



Gambar 6. Gambar kurva respon sudut roll dengan kontroler PID



Gambar 7. Gambar kurva respon sudut yaw dengan kontroler PID



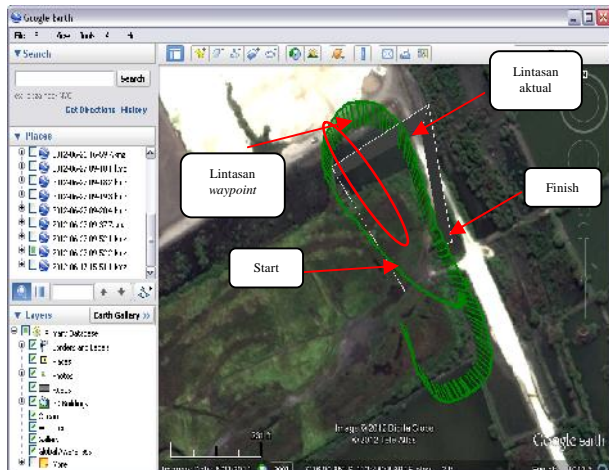
Gambar 8. Hasil Simulasi Proses Tracking Lintasan I

Hasil simulasi proses *tracking* menunjukkan bahwa kontroler PID hasil simulasi mampu memberikan performansi yang baik dalam menjaga pesawat model untuk bergerak mengikuti lintasan yang telah ditentukan.

F. Hasil Implementasi

Implementasi kontrol PID dilakukan dengan menguji terbang pesawat *fixed-wing* UAV pada mode *auto* untuk beberapa *waypoint* yang telah ditentukan. Hasil Pengujian kontroler PID dilakukan beberapa kali, dengan salah satu hasil seperti pada Gambar 9.

Pada implementasi yang dilakukan, kontroler PID belum mampu menanggulangi gangguan berupa angin tetapi mampu untuk mengarahkan pesawat menuju *waypoint* yang sudah ditentukan. Hasil implementasi menunjukkan bahwa terjadi pergeseran posisi lintasan pesawat yang sangat signifikan.



Gambar 9. Lintasan Aktual Pesawat terhadap Lintasan Waypoint I

V. KESIMPULAN

Dari hasil pengujian sistem kontrol hasil desain dengan simulasi dan implementasi, dapat diambil kesimpulan sebagai berikut:

- Pada simulasi kontrol tracking menggunakan kontroler PID mampu memberikan respons posisi pesawat yang mampu mengikuti sinyal referensi dengan mempertahankan posisi pesawat pada lintasan di antara dua *waypoint*
- *Tuning* nilai parameter kontroler dapat diperoleh gain kontroler yang mampu memberikan respons yang lebih baik kesalahan keadaan tunak pada gerak *roll* sebesar 0,03 % dan 0.14 % pada gerak *yaw*.
- Kontroler PID mampu mempertahankan arah pesawat menuju *waypoint* namun belum mampu mempertahankan posisi terhadap gangguan angin pada lintasan yang ditentukan
- Hasil identifikasi dan pemodelan sistem belum sesuai dengan *plant* aslinya
- Sensor GPS kurang akurat untuk diaplikasikan pada *plant fixed-wing* UAV yang berdimensi kecil.

UCAPAN TERIMA KASIH

Pada kesempatan yang berbahagia ini penulis mengucapkan terima kasih kepada semua pihak yang telah banyak membantu baik secara langsung maupun tidak langsung, hingga penelitian tugas akhir ini dapat diselesaikan. Khususnya kepada orang tua, saudara, dan sahabat atas do'a dan dukungannya. Sepesial terimakasih kepada Sagita Ayu Eka Novitasari atas doa, dukungan dan perhatiannya sehingga membuat penulis terus bersemangat untuk menyelesaikan tugas akhir ini. Bapak Rusdhianto Effendie dan Bapak Joko Susila selaku pembimbing Tugas Akhir atas segala bimbingan dan motivasi

dari beliau hingga terwujudnya tugas akhir ini. Teman-teman Lab Sistem Pengaturan yang selalu menemani diskusi atas permasalahan yang dihadapi oleh penulis. Semoga kekeluargaan ini dapat terus terjalin selamanya.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Nurdiansyah, M., "Perancangan dan Implementasi Kontroler PID untuk *Tracking Waypoint* pada Sistem Navigasi UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) Berbasis GPS (*Global Positioning System*)", *Tugas Akhir*, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya, (2011).
- [2] ____, "Perluakah NKRI Membentuk Skadron UAV (Uas)?" <http://www.tandef.net/perluakah-nkri-membentuk-skadron-uav-uas>, Surabaya, 21 May 2012..
- [3] ____, "Pesawat Tanpa Awak", http://id.wikipedia.org/wiki/Pesawat_tanpa_awak, Surabaya, 22 May 2012.
- [4] Donald McLean, D. (1990). *Automatic Flight Control Systems*. Prentice Hall, Hertfordshire, UK.
- [5] ____, "Mengapa Pesawat Udara Bisa Terbang?" <http://kampusarff.wordpress.com/2011/11/30/mengapa-pesawat-udara-bisa-terbang/>, Surabaya, 30 Mei 2012.
- [6] N. Gamayanti, "Desain Kontroler Proporsional Ditambah Integral Ditambah Differensial (PID)", Modul Kuliah Dasar Sistem Pengaturan, (2010).