

SISTEM PENGENDALIAN JARAK TERBANG PADA PESAWAT *QUADCOPTER* UNTUK MENGHINDARI *LOSS OF CONTROL*

Agus Basukesti⁽¹⁾, Yuliani Indrianingsih⁽²⁾

*Jurusan Teknik Elektro Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto^(1,2)
Jln. Janti Blok-R Lanud Adisutjipto Yogyakarta*

ABSTRACT

This research is to uncover the events spiral out of control (out of control) that often occurs at the plane quadcopter causing loss or damage. The importance of taking this topic because the results of the research will be of great benefit in the development of microelectronic technology , especially for the design of UAV aircraft in Indonesia. Sequence starting from designing the study continued until the plane quadcopter flight test. Reliability and accuracy control flying distance flight test conducted and supported by the increase in equipment and repair kirnerja control algorithm. Success of the flight test aircraft reliability and security, determined on setting position effective control distance . Most aircraft can not transmit information if the aircraft in unsafe conditions distance position .

Benefits and the subsequent development of this quadcopter eg sensor system to detect and send the data somewhere air conditions can be developed. For aerial photography at an affordable cost while the control plane algorithms can be applied to steer the rocket to the right targets. Thus the results of the design and control algorithms on the plane quadcopter distance is very useful for science and the general public.

Keywords : quadcopter , UAVs , flight test , the control algorithm

1. PENDAHULUAN

Dengan berkembangnya teknologi mikroelektronik belakangan ini, sistem kendali radio menjadi semakin berdaya guna dengan dipasarkannya berbagai aksesoris seperti *Piezo electric Gyro* yang sensitif, tahan banting dan hemat energi, *BTA Auto pilot* yang dapat digunakan untuk menormalkan arah penerbangan serta berbagai *Speed Controller* dengan MOSFET. Penelitian ini akan mengembangkan sistem kendali jarak untuk mengatasi *out of control* (lepas kendali) dalam penerbangan pesawat. Sistem pengendalian ini sangat dibutuhkan, mengingat kejadian ini akan membawa dampak buruk mulai dari kehilangan pesawat terlebih lagi jika misi pengambilan data tidak dapat diperoleh.

Sistem kendali radio yang mempunyai daya pancar 500mW yang dapat menjangkau jarak kendali efektif 1 kilometer. Jarak 1 km sebagai referensi rancangan sistem kendali agar pesawat tidak lepas kendali, maka pesawat harus selalu dikendalikan tidak terbang kurang dari 1 km. Penelitian ini akan

menyusun algoritma pengendalian agar posisi pesawat dalam kondisi aman atau dapat menginformasikan jika pada jarak yang berbahaya. Rancangan algoritma tersebut akan diuji dilapangan untuk memperoleh tingkat akurasi yang tinggi. Rumusan Masalah, bagaimana Sistem Pengendalian Jarak Terbang pada Pesawat *QuadCopter* ? Karena pengendalian merupakan permasalahan yang sangat mendasar dalam desain dan rancangan sistem navigasi dan keamanan terbang sebelum pada meningkat tahap menjalankan misinya. Keberhasilan rancangan dan penelitian ini yang akan datang dapat dikembangkan untuk pengukuran data - data cuaca, pengendalian untuk mengarahkan roket, foto udara dengan biaya terjangkau dan masih banyak manfaat lainnya.

Tujuan Penelitian ini adalah untuk mengetahui teknik perancangan pesawat *UAV QudCopter* yang dilengkapi GPS sebagai pengirim informasi, menghitung prestasi terbang dan informasi ketinggian yang diperoleh selama uji terbang.

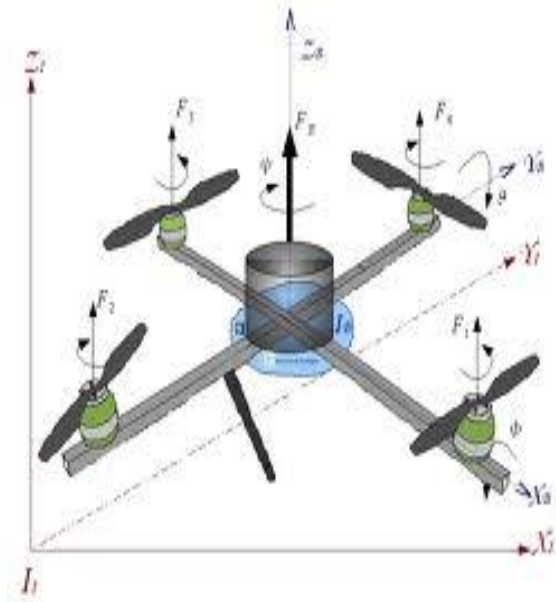
Manfaat Penelitian ini adalah dapat dikembangkan lebih lanjut, misalnya sistem autopilotnya). Selanjutnya *QuadCopter* ini juga dapat dikembangkan sesuai kebutuhan informasi lainnya. Misalnya foto udara, informasi cuaca, dan tugas/misi lain dengan biaya tidak begitu mahal.

2. METODE PENELITIAN

Penelitian ini untuk merancang pesawat *QuadCopter* dengan algoritma pengendalian jarak terbang yang handal, dengan urutan sebagai berikut:

- a. Survey dan uji fungsi pada setiap komponen yang akan dipakai.
- b. Perancangan Pesawat *QuadCopter* secara *hardware* dan *software*.
- c. Instalasi dan pemrograman awal.
- d. Pengujian terbang untuk memperoleh tingkat akurasi pengendalian jarak paling efektif.
- e. Mendapatkan pesawat yang aman terbang, dengan dapat menyesuaikan jarak kendali efektif atau dapat memberikan informasi jika posisi jarak berbahaya.
- f. Pesawat dapat dikembangkan untuk misi selanjutnya.

- a. Kerangka Pesawat *QuadCopter*
- b. *Flight Controller*
- c. *Radio Control Receiver*
- d. *Radio Control Transmitter*
- e. *Electronic Speed Controller*
- f. Motor DC
- g. Propeller
- h. *Global Positioning System*
- i. *Battery*
- j. *Alarm Battery*



Gambar 1. Struktur *Quad Copter*

3. TINJAUAN PUSTAKA

Geometri Pesawat merupakan persyaratan yang harus dipenuhi dalam merancang pesawat dalam prestasi terbang (*Taeyoung L., Melvin L., 2010*). Sistem kendali terbang PID pada UAV quadrotor (*Atheer L. Salih, Moghavvemi 2010*). Dari telaah pustaka tersebut terdapat sebuah informasi bahwa pengembangan metode sistem perancangan dan pengendalian quadrotor yang selalu dikembangkan. Dalam penelitian ini dilakukan sebuah rancangan pesawat dan pengembangan algoritma pengendalian pada jarak efektif. Sebagai pendukung data awal berikut adalah kemampuan *radio control* (R/C).

3.1. Berbagai cara modulasi

Seperti halnya sistem pemancar radio yang dikenal saat ini, sistem R/C juga menggunakan berbagai metode modulasi seperti halnya modulasi amplitudo (*Amplitude Modulation* disingkat AM), modulasi frekuensi (*Frequency Modulation* disingkat FM) dan modulasi kode pulsa (*Pulse Code Modulation* disingkat PCM). Dari segi kualitas dan tentunya juga diikuti dengan harganya, R/C dengan gelombang FM lebih baik dibandingkan yang

menggunakan gelombang AM. Sedangkan R/C yang menggunakan gelombang PCM memiliki sistem perlindungan agar tidak dapat dikacaukan oleh gelombang radio asing yang frekuensinya sama, sehingga sistem ini oleh banyak pihak dinilai lebih baik dari sistem R/C bergelombang FM. Saat ini ada beberapa bentuk R/C dikenal di kalangan pemakainya yakni para penggemar model, dilihat dari bentuk transmitter-nya yakni jenis tongkat atau *Stick* yang banyak dipakai untuk menerbangkan pesawat model, R/C jenis Pistol yang banyak ditemui di dunia mobil model serta Boat model dan R/C bertombol tekan (*push on*) yang banyak digunakan untuk pesawat terbang mainan anak - anak.

3.2. Range Frekuensi

Kebanyakan sistem R/C yang dipasarkan saat ini di seluruh dunia menggunakan jalur frekuensi operasi 27 Mhz, 29 Mhz, 35 Mhz, 40 Mhz, 50 Mhz dan 72 Mhz serta 75 Mhz. Di dalam setiap jalur terdapat berpuluh-puluh channel yang dapat digunakan diantaranya ada sekitar 5 *channel* di frekuensi 27 Mhz, 50 *channel* di frekuensi 29 Mhz dan lebih dari seratus *channel* tersedia di frekuensi lainnya. Selisih frekuensi antara kanal satu dengan *channel* lainnya adalah 20 kHz untuk radio tipe mutakhir dengan *band width* yang sempit. Jadi sebenarnya kemungkinan frekuensi R/C satu bentrok dengan frekuensi R/C lainnya adalah cukup kecil walaupun tetap ada saja kemungkinannya. Sebagai contoh jika R/C kita berfrekuensi 40.710 Mhz akan kita pergunakan maka di lapangan ada saja kemungkinannya seorang atau lebih menggunakan R/C yang berfrekuensi.

3.3. Daya Jangkau

Untuk R/C yang bekerja di jalur AM karena efisiensi Tx-nya rendah, kebanyakan di produksi dengan daya 1 watt untuk menjangkau jarak kendali radius 1 km. Untuk R/C yang beroperasi dengan sistem modulasi FM maupun PCM umumnya mempunyai daya pemancar 500 mW yang dapat menjangkau jarak kendali efektif yang

sama sekitar 1 km radius. Jarak ini sudah cukup jauh sebenarnya mengingat bahwa jarak pandang normal terhadap pesawat model umumnya hanya sekitar 300 meter. Penggunaan baterainya relatif lebih hemat dibandingkan dengan R/C yang bekerja dengan gelombang AM. Beberapa R/C yang ditujukan untuk mengendalikan pesawat model dirancang untuk mempunyai daya jangkau yang lebih pendek yakni 300 meter. Dengan kenyataan ini anda sebaiknya hati-hati jika akan menggunakan R/C pesawat model anda untuk mengendalikan pesawat terbang model, sebab begitu pesawat model mengudara semenit kemudian bisa-bisa sudah berada diluar jangkauan kendali (*out of control*).

3.4. Programable Radio

Sebagai sistem kendali, R/C diperlukan bersifat fleksible. Misalnya ingin menggerakkan kemudi arah belok ke kanan 20 derajat. Setelah tongkat kendali di pemancar, gerakkan ke kanan 20 derajat ternyata kemudi arah di pesawat berbelok ke kanan 25 derajat. Jika menggunakan R/C yang bisa diprogram, maka dengan mudah gerakan kemudi arah tersebut kurangi menjadi 20 derajat dengan jalan merubah fungsi *Adjustable Travel Volume* disingkat ATV yang semula 100 persen menjadi 80 persen.

Saat ini ada sistem mekanik yang dikendalikan dengan R/C yakni model helikopter yang diterbangkan oleh para aeromodeler. Helikopter ini mempunyai sistem pengendalian yang sedikit kompleks. Masalahnya adalah bahwa di dalam sistem pengendalian helikopter terdapat 2 atau 3 fungsi yang harus bisa diaktifkan oleh satu buah *stick* kemudi. Sebagai gambaran, pada saat sudut *pitch* rotor utama di channel ke 6 ditambah, harus juga menambahkan daya ke *engine* di *channel* ke 3 dan juga menambahkan sudut *pitch* rotor belakang di *channel* ke 4. Jadi disini telah terjadi pencampuran antar *channel*. Pencampuran antara channel (*mixing*) ini sebenarnya bisa juga dilaksanakan di *radio control* biasa

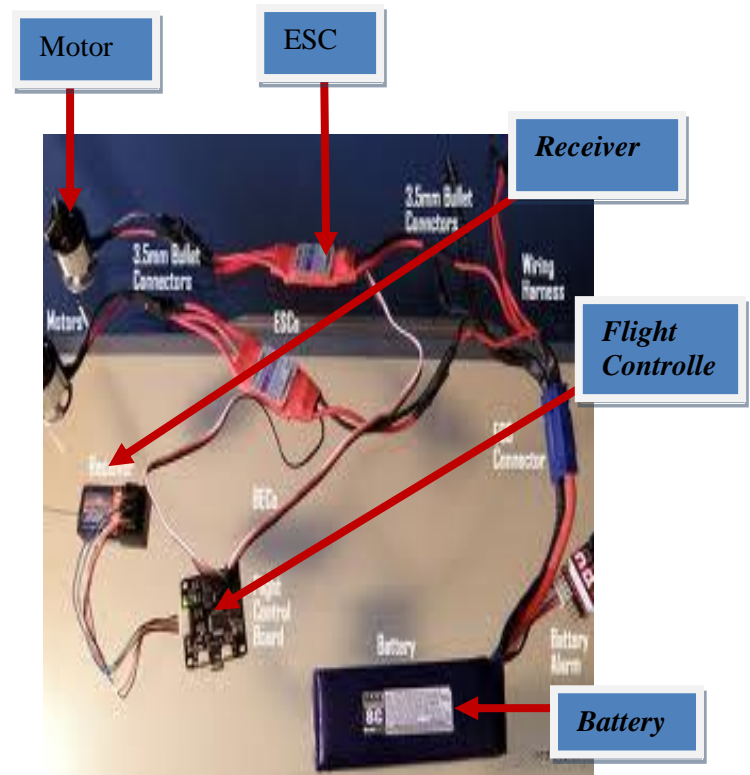
dengan bantuan beberapa buah konektor dan tuas-tuas tertentu. Tentu saja hal ini tidak praktis. Oleh karenanya untuk mengendalikan helikopter, sangatlah disarankan untuk menggunakan R/C yang bisa diprogram (*programable radio*). Beberapa contoh R/C yang bisa diprogram adalah Futaba 8 UHPS, Futaba 9 ZHPS, JR 388 S, JR PCM 10 S serta Airtronics Stylus 8Ch PCM.

Sebuah pemancar R/C akan dapat menggerakkan berpuluh-puluh servo dengan beberapa *receiver* yang beroperasi di frekuensi yang sama. Dengan kenyataan ini banyak aeromodeler mempunyai sebuah pemancar R/C untuk mengendalikan beberapa pesawat dan helikopternya. Tentunya tidak bersama - sama, sebab kita sendiri nantinya yang bingung bagaimana mengendalikannya, walaupun secara teknologi hal ini sangat dimungkinkan. Untuk mereka yang baru belajar menerbangkan pesawat terbang model memang bisa saja membeli R/C 2 *channel* yang relatif murah, namun pada saat ia belajar menerbangkan pesawat trainer yang memerlukan R/C 4 *channel*, radio 2 *channel* tersebut tidak dapat dipakai lagi dan ia harus membeli lagi radio 4 *channel*. Dari sinilah disarankan agar para aeromodeler walaupun di tahap awal belajarnya hanya mengaktifkan 2 fungsi kemudi (2 *channel*), untuk melakukan investasi membeli radio control yang 4 *channel* atau 5 *channel* dengan perhitungan bahwa di saat nanti ia sudah cukup menguasai pesawat latih mulanya, ia tidak perlu membeli radio baru untuk menerbangkan pesawat sport aerobatik yang minimal memerlukan pengendalian 4 *channel*. Beberapa pesawat *sport* yang berkecepatan tinggi malah memerlukan *radio control* 5 *channel* untuk pengendaliannya.

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1. Instalasi QuadCopter.

QuadCopter dengan empat propeller dipasang pada motor dengan instalasi peralatan dan kalibrasi *Radio Control Transmitter* sebagai berikut:



Gambar 2 Instalasi *QuadCopter*

4.2. Kalibrasi Radio Control Transmitter

Kalibrasi ini bertujuan untuk memastikan bahwa *flight controller* dapat merespon masukan dari RC Transmitter, dengan langkah sebagai berikut :

RC Transmitter dalam posisi nyala setelah *loading* dan membuka menu konfigurasi selanjutnya dipilih *radio calibration*. Dengan mengatur nilai - nilai *throttle min* 1000, *throttle max* 2000, *pitch min* 1000, *pitch max* 2000, *roll min* 1000, *roll max* 2000, *yaw min* 1000, *yaw max* 2000 dan klik *calibrate* dengan demikian kalibrasi selesai dengan ditandai berfungsinya *stick control*.

4.3. Kalibrasi ESC

Kalibrasi ini bertujuan untuk memastikan bahwa *Electronic Speed Controller* dapat mengatur fungsi keluaran pulsa listrik yang akan digunakan untuk memutar motor, dengan langkah sebagai berikut:

Propeller dalam posisi dilepas, dengan *power supply* dan *servo tester* sebagai alat pengatur ESC atur pulsa min 1000, max 2000. Nilai tersebut disesuaikan dengan parameter *radio calibration* agar supaya pulsa keluaran sesuai dengan perintah radio *contror transmitter* dan *flight controller*. Selanjutnya posisi *servo tester strick* pada nilai max 2000 ditunggu sampai ESC memberikan tanda bunyi, dan atur nilai menjadi min 1000 sampai ESC memberikan tanda bunyi dengan demikian telah terkalibrasi.

4.4. Prestasi Terbang

Berdasarkan data yang diperoleh dapat diperhitungkan daya dorong (*thrust*) ke arah sumbu-x, sumbu-y, dan sumbu-z. *QuadCopter* akan terbang maju sumbu-y dengan gaya 0,5 N dengan percepatan 0,4 m/s^2 , ke kanan sumbu-x dengan gaya 0,5 N percepatan 0,4 m/s^2 , dan naik sumbu-z dengan gaya 11,0 N percepatan 0,4 m/s^2 . Pada saat pesawat terbang melayang (*hover*), bahwa gaya dorong sama dengan gaya angkat, dan gaya angkat sama dengan berat pesawat 10,5 N.

4.5. Penentuan Ketinggian Pesawat

Instalasi *hardware* selesai tahap dilaksanakan pengujian secara *hardware / software*. Selanjutnya setelah uji laboratoris sistem dapat berfungsi dan *QudCopter* siap uji lapangan.



Gambar 3. QuadCopter

Pengujian lapangan dilaksanakan dengan melihat uji terbang dari pesawat *QuadCopter*. Uji terbang ini untuk melihat perfoma pesawat dalam pengaruh cuaca misalnya suhu, angin, ketinggian dan ketahanan terbang. Tahab selanjutnya melaksanakan uji terbang untuk melihat prestasi terbang, dan melihat fungsi *Global Positioning System*. Pengambilan data informasi ketinggian yang dikirim untuk menghindari *loss of control*.

a. Format data GGA

Data GPS dikirim melalui GGA *Protocol header* melauai nama *Message ID*
\$GPGGA,161229.487,3723.2475,N,12158.3
416,W,1,07,1.0,9.0,M,,,0000*18

b. Konversi Data

Tabel 1 Format Data GGA

Nama	Contoh	Unit	Keterangan
<i>Message ID</i>	\$GPGGA		<i>GGA Protocol header</i>
<i>UTC Time</i>	161229.487		hhmmss.sss
<i>Latitude</i>	3723.2475		ddmm.mmmm
<i>N/S Indikator</i>	N		N=north S=south
<i>Longitute</i>	12158.3416		dddmm.mmmm
<i>E/W indikator</i>	W		<i>E=east W=weast</i>
<i>Position Fix Indikator</i>	1		Lihat Tabel 2
<i>Satelites Used</i>	07		<i>Range 0 - 12</i>
HDOP	1.0		<i>Horizontal Dolution of Precision</i>
MSL Altitude	9.0	<i>meters</i>	
Units	M	<i>meters</i>	
<i>Geoid Separation</i>		<i>meters</i>	
Units	M	<i>meters</i>	
<i>Age of Diff. Corr.</i>		<i>second</i>	Panjang Nol jika DGPS tidak digunakan
<i>Diff. Ref. StationID</i>	0000		
<i>Checksum</i>	*18		
<CR><LF>			Mengakhiri Pesan

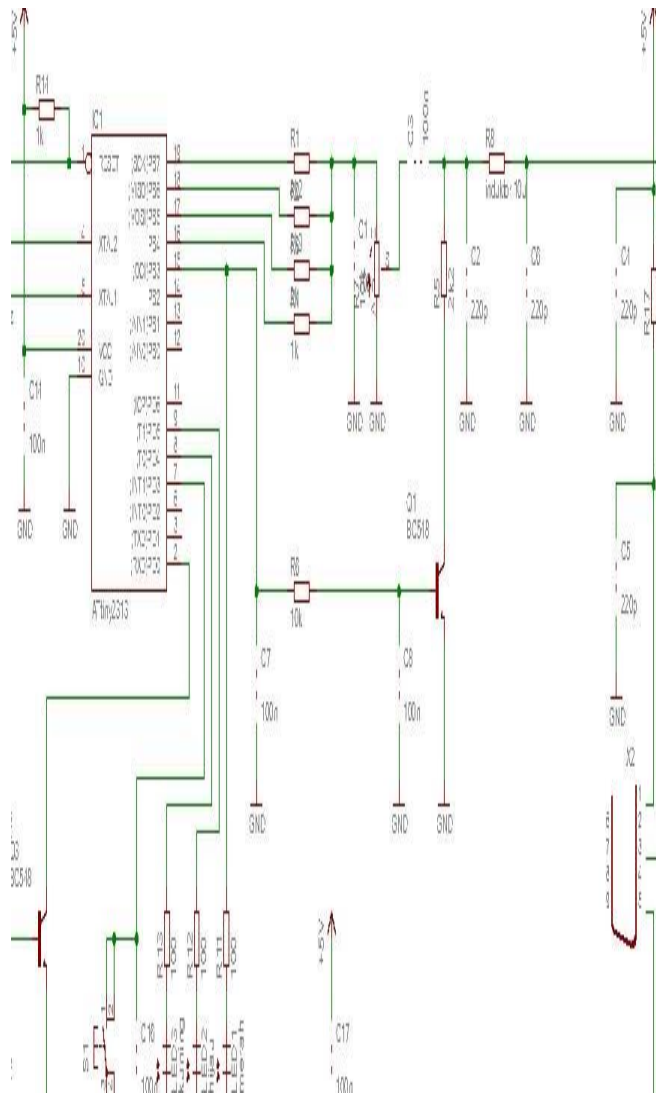
Tabel 2 Position Fix Indikator

Nilai	Keterangan
0	Fix notavailable atau invalid
1	GPS SPS Mode, fix valid
2	Defferensial GPS, SPS Mode, fix valid
3	GPS PPS, fix valid

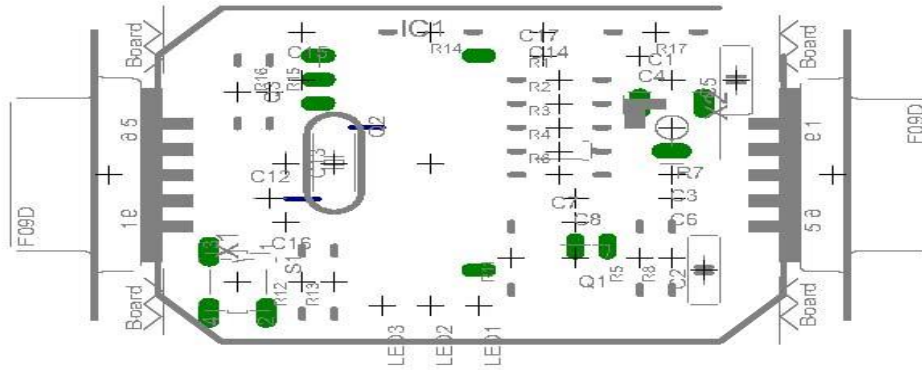
c. Diagram Skematik GPS

Spesifikasi GPS *recivier* SiRF Star III/LP *single, channels* 20, frekuensi 1575,42 Mhz, chip rate code 1.023 MHz. *Protocol TTL* level, tegangan output 0V-2.85 V, *Baud rate* 4800 bps, dan *output message* NMEA 0183 GGA, GSA, GSV, RMC (VTG, GGL optional). Maksimum *Altitude* 18.000 meter, kecepatan maksimum 515 *meter/second*, dan percepatan maksimum 4G.

Pin 6 *Explatation* pada GPS adalah GND(1), VCC(2), RX(3), TX(4), GND(5), dan PPS(6). VCC (*DC power input*) sebesar 4.5V – 6,5V, TX merupakan output transmisi untuk navigasi, RX merupakan *input recivier*, GND merupakan *Ground GPS*, dan PPS merupakan satu satuan pulsa *persecond* dari GPS untuk sinkronisasi waktu GPS. *Input receiver* GPS melalui pin RDX selanjutnya data GPS dapat di-set pada ketinggian tertentu agar supaya pin 15 ... 19 GPS untuk memberikan sinyal informasi pada *ground station*.



Gambar 3 Diagram Skematik GPS



Gambar 4 GPS receiver SiRF Star III/LP single

5. KESIMPULAN DAN SARAN

1. Dari penelitan ini dapat ditarik kesimpulan:

- a. Hasil pengujian komponen diperoleh dari perancangan dan uji fungsi komponen, bahwa semua komponen telah berfungsi.
- b. Untuk mendapatkan *QuadCopter* yang mampu mengangkat beban yang optimal, diperlukan pengujian untuk berbagai variasi panjang lengan *QuadCopter*

2. **Saran**, bahwa Pesawat *QuadCopter* ini perlu dikembangkan untuk mengatasi permasalahan akan kebutuhan informasi yang sulit untuk dijangkau manusia, misalnya pegunungan, hamparan luas, hasil panen, dan informasi cuaca.

DAFTAR PUSTAKA

- A. J. Colozza. "Effect of Power System Technology and Mission Requirements on High Altitude Long Endurance Aircraft". Technical report, NASA CR 194455, Sverdrup Technology Incorporated, NASA Lewis Group, Brook Park, Ohio, November 1993.
- A. J. Colozza. "Preliminary Design of a Long-Endurance Mars Aircraft". In *Proc. of the 26th Joint Propulsion Conference, AIAA 90-2000*, Orlando, Florida, USA, July 16-18 1990.
- Anderson, John D., "Powerplant Of Aircraft 4th Edition", McGraw Hill International, 1991
- Arjomandi, Dr. Maziar. "CLASSIFICATION OF UNMANNED AERIAL VEHICLES" Aeronautical Engineering, The Adelaide University, Australia, 2002

- D. W. Hall, C. D. Fortenbach, E. V. Dimiceli, dan R. W. Parks. "A Preliminary Study of Solar Powered Aircraft and Associated Power Trains". Technical report, NASA CR 3699, December 1983.
- E. Rizzo dan A. Frediani. "A Model for Solar Powered Aircraft Preliminary Design". In Proc. of International Conference on Computational & Experimental Engineering & Sciences 04, volume 1, pages 39–54, Madeira, Portugal, July 2004.
- F. G. Irving dan D. Morgan. "The Feasibility of an Aircraft Propelled by Solar Energy". In Proc. of the 2nd International Symposium on the Technology and Science of Low Speed and Motorless Flight, AIAA-1974-1042, Cambridge, Massachusetts, September 11-13 1974.
- G. Romeo, G. Frulla, E. Cestino, dan G. Corsino. Heliplat: "Design, Aerodynamic, Structural Analysis of Long-Endurance Solar-Powered Stratospheric Platform". Journal of Aircraft, 41(6):1505–1520, November 2004.
- J. W. Youngblood, T. A. Talay, dan R. J. Pegg. "Design of Long-Endurance Unmanned Airplanes Incorporating Solar and Fuel Cell Propulsion". In Proc. of the 20th Joint Propulsion Conference, AIAA-84-1430, Cincinnati, Ohio, USA, June 1984
- L. M. Nicolai. "Fundamentals of Aircraft Design". School of Engineering, University of Dayton, Dayton, Ohio, 1975.
- M. D. Bailey dan M. V. Bower. "High-Altitude Solar Power Platform. Technical report", NASA-TM-103578, George C. Marshall Space Flight Center Huntsville, AL, USA, April 1992.
- NOTH. Andre. "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight". Thesis, ETH Zürich, Swiss, September 2008.
- The World Air Sports Federation.<http://www.fai.org>
- W. Stender. "Sailplane Weight Estimation". Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol à Voile (OSITIV), 1969.