

ANALISIS DESAIN *WHEEL DRIVE ELECTRONIC* (WDE)–LAPAN UNTUK PENGEMBANGAN SATELIT LAPAN-A2

Gunawan S Prabowo, Hasan Mayditia, Arbai Yusuf

Peneliti Bidang Teknologi Mekatronika Dirgantara – Pustakelegan -LAPAN

Email :gunawan_prab@yahoo.com, hsn.mayditia@gmail.com

ABSTRACT

WDE is one of important component in the satellite control, this component become strategic choice in the satellite acquisition technology, especially on indigenous sub system technology development. WDE consist of hardware and software and have capability to control an torsi and angle momentum from flywheel inersia, both of independent (open loop) and close loop by inputed from gyro sensor. Together with flywheel and gyro, WDE construct a reaction wheel system and they are used to give stabililization in position and rate of angle for axes of the satellite. LAPAN have development one unit WDE as the first WDE which produced by LAPAN and will be tested on LAPAN-A2

Keywords: *Reaction wheel, Control wheel, Angle control, Control attitude*

ABSTRAK

Wheel Drive Electronic (WDE) merupakan komponen terpenting dalam sistem kontrol Attitude satelit-mikro. Sub-sistem ini menjadi salah satu pilihan strategis LAPAN untuk tahap pengembangan dan penguasaan teknologi satelit-mikro selanjutnya, khususnya penguasaan pada level sub-sistem secara mandiri. WDE terdiri dari komponen *hardware* dan *software* terintegrasi, yang mampu mengatur *output* torsi dan momentum sudut dari inersia *flywheel*, baik secara independen (*open loop*) maupun *close loop* dengan input sensor *gyro*. Bersama dengan *flywheel* dan *gyro*, WDE menyusun sebuah sistem *reaction wheel* yang mampu memberikan kestabilan orientasi posisi dan kecepatan sudut pada salah satu sumbu satelit. LAPAN telah berhasil mengembangkan satu unit WDE sebagai WDE yang pertama dan akan diuji-terbangkan bersama satelit LAPAN-A2.

Kata Kunci: *Roda reaksi, Kontrol kecepatan, Kontrol sudut, Kontrol attitude*

1 PENDAHULUAN

LAPAN bekerjasama dengan Universitas Teknik Berlin (*Technical University of Berlin*) sejak tahun 2003, telah mengembangkan satelit-mikro LAPAN-TUBSAT. Satelit-mikro ini merupakan yang pertama untuk LAPAN dan merupakan satelit ke tujuh dari seri satelit TUBSAT.

Beberapa keuntungan dari pengembangan satelit-mikro ini antara lain, waktu yang relatif singkat untuk pengembangannya, keterbutuhan SDM yang sedikit, dan kemungkinan digunakannya teknologi "*commercial off the shelf*" (COTS) sebagai pilihan komponen-

komponennya sehingga dapat mengurangi resiko finansial yang besar. Keuntungan lainnya adalah kemungkinan dikembangkannya unit-unit sub-sistem *hardware* dan *software* modular yang dapat dengan mudah diintegrasikan pada setiap platform satelit-mikro yang sesuai, sehingga dapat mengurangi biaya pembelian sub-sistem secara signifikan selain dapat pula memenuhi kebutuhan pasar atas sub-sistem tersebut (P. Butz, U. Renner. 1996).

Saat ini LAPAN melanjutkan pengembangan teknologi satelit-mikro disertai pengembangan pada beberapa sub-sistem. Salah satunya adalah

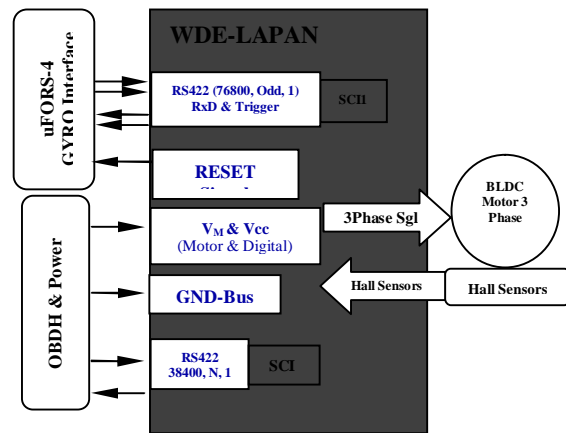
pengembangan *wheel drive electronic* (WDE) yang merupakan komponen utama penyusun sistem kontrol *attitude* satelit TUBSAT-series. Pilihan ini sangat strategis mengingat WDE sebagai bagian dari sub sistem ADCS dan *Reaction Wheel* mempunyai semua unsur untuk pengembangan sistem elektronik lain dalam sistem satelit. Dengan menguasai WDE banyak elemen sub sistem lain yang kemudian dapat dikembangkan, misalnya saja sub sistem *On Board Data Handling* (OBDH), dari sisi pemrograman dan akuisisi data, pengendalian, algoritma pemrograman dan manufaktur sistem elektronik yang berguna untuk sub sistem *Power*, *Telemetry Tracking Command* (TTC) dan *interface-interface*.

WDE ini telah banyak mengalami perubahan desain sejak pertama dikembangkan tahun 2005 s.d 2007, baik melalui anggaran *inhouse* (Gunawan, Arbai), Riset Unggulan Kemandirian Kedirgantaraan (RUKK) tahun 2006/2007 (Widodo, Hasan, Arbai, Harry, Gunawan) dan pada tahun ini diharapkan dapat menghasilkan WDE yang siap terbang.

WDE-LAPAN ini diharapkan dapat diuji-terbangkan pada *platform* satelit-mikro LAPAN selanjutnya, yaitu satelit LAPAN-A2. WDE-LAPAN akan digunakan sebagai *reaction wheel* keempat dan akan ditempatkan pada sumbu *pitch* (y) dari LAPAN-A2. Sehingga dapat dilakukan uji coba terhadap performanya secara kontinu melalui metode momentum bias atau pun stabilisasi tiga sumbu. Desain dan operasi WDE-LAPAN secara lengkap akan dibahas dalam tulisan ini.

2 KONSEP DAN PERSYARATAN DESAIN

Konsep dari konstruksi desain yang digunakan adalah tetap mengacu pada desain WDE RW202 yang dikembangkan oleh TUB, seperti ditampilkan pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Blok diagram WDE-LAPAN dengan Motor

Dalam konstruksi tersebut dapat dilihat bahwa setiap unit WDE akan menangani satu motor yang terintegrasi dengan *flywheel* dan satu sensor *gyro*, untuk operasi kontrol satu sumbu satelit. Sehingga akan terdapat sekurangnya tiga WDE untuk dapat menjalankan operasi stabilisasi 3-sumbu satelit, seperti pada nadir *pointing* atau pun target *pointing*.

WDE akan menerima perintah (*command*) dari OBDH untuk menjalankan operasi kontrol atau hanya untuk mengirimkan data telemetri. WDE-LAPAN memiliki mikrokontroler 8-bit yang terintegrasi untuk menjalankan beberapa mode operasi seperti kontrol arus, kontrol kecepatan *flywheel*, dan kontrol torsi. Selain itu terdapat *gyro* fiber optik uFORS-4 dari Litef yang terkoneksi ke WDE melalui *interface* komunikasi serial asinkronous, dengan sumbu *gyro* tersebut ditempatkan sejajar dengan sumbu *flywheel*. Mikrokontroler dari WDE menerima data kecepatan sudut satelit (*platform*) dari *gyro* dengan selang waktu yang dapat diset (*setting* awal 4 Hz), kemudian kalkulasi nilai akumulasi sudut *gyro* pun dilakukan. Melalui WDE, *flywheel* dan *gyro* dapat menjalankan mode operasi yang mengontrol kecepatan sudut atau posisi sudut pada salah satu sumbu dari satelit. Dengan kombinasi tersebut ditempatkan pada masing-masing sumbu satelit (X, Y, dan Z), maka akan diperoleh stabilisasi tiga sumbu.

Desain WDE-LAPAN tetap mengacu pada persyaratan yang diberikan oleh desain satelit-mikro dalam upaya memenuhi kebutuhan kontrol *attitude* satelit. Selain itu, disyaratkan pula konsumsi daya yang kecil ketika WDE dalam keadaan *steady-state* (*wheel*: 1 W, *gyro*: 1.5 W) untuk mendukung operasi momentum-bias ketika satelit dalam mode hibernasi. Beberapa persyaratan lain yang diperlukan adalah : massa yang kecil (*flywheel*: < 1 kg, *gyro*: 0.15 kg), volume yang kecil, *interface* yang sederhana namun terpercaya (tegangan: 5 V & 15 V, data: 8 N 1, RS422), modular *hardware* dan *software* untuk mendukung pengembangan satelit-mikro LAPAN secara berlanjut.

3 FIBER OPTIK GYRO μFORS-4

Gyro μFORS-4 merupakan sensor *gyro* satu sumbu dengan konstruksi serat optik sebagai medium pendeteksi kecepatan sudutnya. Spesifikasi teknis dari μFORS-4 diberikan pada Tabel 3-1.

Konfigurasi dari *gyro* μFORS-4 dapat diminta sesuai dengan kebutuhan pengguna. Konfigurasi μFORS-4 yang diminta oleh LAPAN adalah:

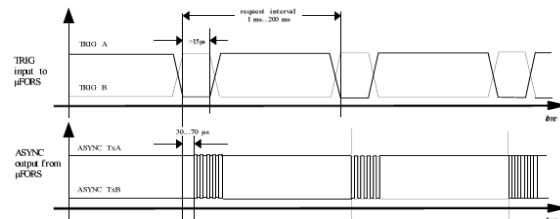
- Mode *Angle Increment*: μFORS akan memberikan data perubahan sudut untuk setiap data yang diminta,
- *Interface* komunikasi: Asinkronous RS422, *baud-rate* 76800 bps, *Odd parity*, 1 bit-stop, dan *Hardware Trigger* untuk *request* data,
- Resolusi data: 16 bit (2 Byte),
- Rentang pengukuran: ± 8°,
- Resolusi pengukuran (*dθ*): dari poin 2 dan 3 diperoleh:

$$d\theta = \frac{16 \text{ deg}}{65536 \text{ bit}} = 0.244 \cdot 10^{-3} \text{ deg/bit} \quad (3-1)$$

Tabel 3-1: SPESIFIKASI TEKNIK DARI μFORS-4

Bias drift	< 6 ⁰ /s
Noise	< 1 ⁰ /√ <i>h</i>
Rentang pengukuran	± 8 ⁰ /s
Factor skala error	< 0.3 %
Dimensi	100 x 65 x 20 mm
Massa	0.15 kg
Konsumsi daya	< 2 W at 5 Vdc
Interface	RS422

Dari data di atas, diperoleh bahwa μFORS ini memiliki *interface* asinkronous yang beroperasi dalam mode *Hardware Trigger*. Dalam hal ini, WDE sebagai *host*, harus memberikan dua sinyal diskrit, TRIG A dan TRIG B, untuk inisialisasi transfer data pada *interface* asinkronous, seperti ditunjukkan dalam Gambar 3-1.



Gambar 3-1: Timing diagram untuk Mode Hardware Trigger

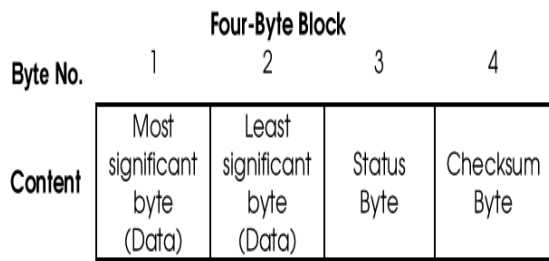
Transfer blok data dimulai setelah 30 s.d 70 μs setelah batas tepi turun (*falling edge*) dari sinyal *trigger* (TRIG A). Pada saat μFORS beroperasi, sistem *host* harus menjaga *line* data *receive* dari *interface* asinkronous (ASYNC RxA, ASYNC RxB) pada kondisi logika "1" atau kondisi impedansi tinggi. *Line trigger* harus tetap dalam logika "1" (TRIG A = high terhadap TRIG B) setelah transmisi data *request* diberikan. Adapun *interface* koneksi dari μFORS-4 diberikan dalam Tabel 3-2 berikut (Stefan Schulz, 2001).

Tabel 3-2: INTERFACE KONEKSI DARI μFORS-4 DALAM MODE HARDWARE TRIGGER

Gyro	Pin No.	Function	Description	Input/Output
μFORS-36, -6, -4, -1	1	+ 5 V	Supply voltage	input
	3	GND	Supply ground	-
	25	RESETx ¹⁾	External reset	input
	15	ASYNC TxA	Transmit data	output
	2	ASYNC TxB	Transmit data	output
	6	TRIG A	Trigger signal, positive	input
	8	TRIG B	Trigger signal, negative	input
	7	GND	Signal ground	-

Struktur data dan perhitungan nilai sudut hasil pengukuran bergantung pada resolusi bit data yang dipilih. Dalam hal ini resolusi data yang dipilih adalah 16 bit (2 byte), maka data yang akan dikirim oleh μFORS sebanyak 4 byte, antara lain, dua byte data sudut, satu byte status, dan satu byte

checksum seperti ditunjukkan dalam Gambar 3-2.



Gambar 3-2: Struktur dari Byte data

Kuantisasi dari pembacaan data sudut sensor ini untuk tiap detiknya adalah $2.44 \times 10^{-4} \text{ }^\circ$ seperti yang diberikan pada persamaan (3-1), sehingga kuantisasi pengukuran kecepatan sudut minimum (ω_{g_min}) yang dapat diukur adalah:

$$\omega_{g_min} = 9.76 \times 10^{-4} \text{ }^\circ/\text{s} \text{ (3.5136}^\circ/\text{jam)} \quad (3-2)$$

pada sampling rate 4 Hz (selang 250 ms) (Stefan Schulz, U. Renner).

4 MOTOR DAN FLYWHEEL

Oleh karena desain RW ini berbasis pada desain COTS, maka digunakan satu jenis motor *Brushless Direct Current* (BLDC) komersil. Selain pertimbangan COTS, untuk aplikasi satelit dibutuhkan sistem motor memiliki reliabiliti tinggi, *long-life*, bebas perawatan, dan juga sistem yang dilengkapi dengan sensor enkoder (*Hall sensor*) untuk aplikasi mekanisme-servo. Motor BLDC yang digunakan adalah tipe 2444 048B dari FAULHABER (LITEF GmbH, 2007), seperti pada Gambar 4-1.



Gambar 4-1: Motor BLDC 2444 048B dari FAULHABER

Nilai torsi yang dihasilkan oleh motor tersebut sebanding dengan besar arus yang diberikan, dengan nilai konstanta kesebandingannya didefinisikan sebagai K_M . Ketika salah satu lilitan induktor (fasa) di dalam motor diberikan tegangan, dengan seketika rotor yang merupakan magnet permanen akan mengalami gaya dorongan akibat gaya induksi magnetik yang dihasilkan. Jika tegangan diberikan secara bergantian dan kontinu pada ketiga fasa (A, B dan C), maka rotor akan berotasi pada arah tertentu secara kontinu. Nilai kecepatan maksimum dari rotor bergantung pada besar tegangan yang diberikan, dengan nilai konstanta kesebandingannya didefinisikan sebagai K_e . Detail dari spesifikasi teknis motor ini diberikan pada Tabel 4-1.

Tabel 4-1: SPESIFIKASI TEKNIS DARI MOTOR BLDC (2444 048B) DAN FLYWHEEL

Jumlah Fasa	3 x 120 ⁰ (Tipe Δ)
Jumlah Hall sensor	3 x 120 ⁰
Hambatan terminal fasa-fasa (R_p)	8.4 Ω
Konstanta Back-EMF (K_e)	2.115 x 10 ⁻³ V/RPM
Konstanta Torsi (K_M)	20.2 x 10 ⁻³ Nm/A
Inersia Rotor (I_{Rotor})	6.5 g.cm ²
Massa Flywheel m_R	652 g
Inersia Flywheel I_R	912.6 x 10 ⁻⁶ kg.m ²

Bentuk fisik dari *flywheel* ditampilkan pada Gambar 4-2. *Flywheel* ini terbuat dari bahan kuningan dengan nilai inersia I_R akhir diperoleh dengan bantuan *software Solid-Edge*.



(a) (b)

Gambar 4-2: *Flywheel* (a) sisi atas, (b) sisi bawah

5 DESAIN ELEKTRONIK

Blok diagram internal dari WDE-LAPAN diberikan pada Gambar 2-1 dan 5-2. WDE ini tersusun atas beberapa bagian rangkaian elektronik, yang antara lain:

Interface komunikasi. Terdapat dua interface RS422, yaitu komunikasi serial dengan gyro dan *kontroller* utama (seperti OBDH). Konfigurasi komunikasi serial dengan gyro diberikan pada bagian (Stefan Schulz, U. Renner), sedangkan dengan OBDH adalah serial UART 38400 bps, *None parity*, 1 *stop bit*.

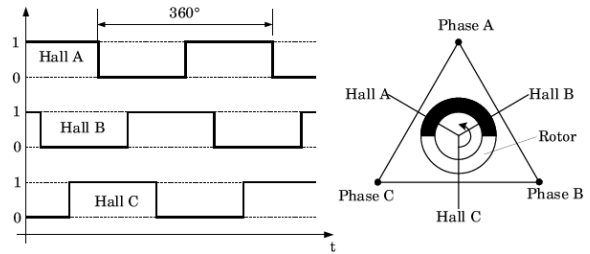
Interface daya. WDE-LAPAN membutuhkan dua sumber daya, yaitu $V_{CC} = +5$ Volt untuk catu rangkaian digital dan $V_M = (+10 \text{ s.d } +20)$ Volt untuk catu motor dan *driver mosfet*.

Mikrokontroler. Digunakan mikrokontroler 8-bit AVR seri ATmega1281 dari ATMEL. Keunggulan utamanya adalah sistem COTS. Keunggulan lainnya antara lain, 128 kByte internal flash, 4 kByte EEPROM, 8 kByte internal SRAM, 4 unit *Timer/Counter* 16-bit, 2 serial UART, PWM generator dengan resolusi 2–16 bit, ADC 10-bit internal, *programmable Watchdog Timer* dan *Brown-Out Detection* untuk reset supervisor. Mikrokontroler ini menjadi inti dari sistem WDE-LAPAN, yang menjalankan fungsi antara lain:

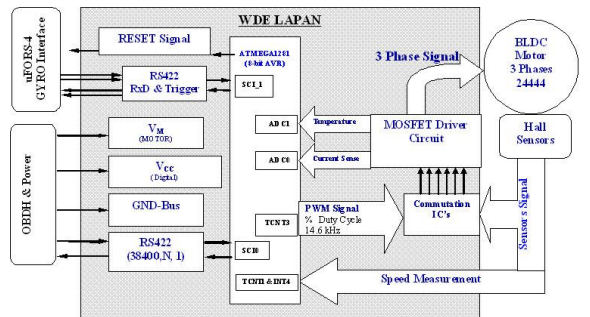
- Menerima dan mengeksekusi (*Command*) dari OBDH,
- Mengakuisisi data gyro,
- Membaca dan mengkalkulasi data kecepatan rotasi dari *wheel*,
- Mengatur sinyal PWM, yang pada akhirnya mengatur nilai arus, torsi dan kecepatan dari *wheel*,
- Melakukan proses kontrol kecepatan/posisi sudut satelit (platform) pada satu sumbu,
- Mengkalkulasi data arus dan temperatur dari WDE.

IC komutator 3 fasa. IC ini menerima masukan sinyal PWM dari mikrokontroler

dan tiga sinyal Hall-sensor untuk menentukan keluaran tiga fasa yang sesuai untuk masing-masing posisi rotor seperti ditunjukkan pada Gambar 5-1.



Gambar 5-1: Sinyal keluaran tiga Hall-sensor (kiri). Diagram internal dari motor dengan posisi rotor, lilitan fasa dan Hall-sensor



Gambar 5-2: Blok diagram internal WDE-LAPAN

Ringkasan data teknis dari WDE-LAPAN diberikan pada Tabel 5-1.

Tabel 5-1: DATA TEKNIS DARI WDE-LAPAN

Mode operasi wheel	1. Kontrol Arus 2. Kontrol kecepatan wheel 3. Kontrol Torsi
Mode operasi close loop dengan gyro	1. Kontrol kecepatan sudut (platform) 2. Kontrol posisi Sudut (platform)
Max. momentum sudut	0.67 Nms pada 15 VDC
Max. kecepatan wheel	7000 rpm pada 15 VDC
Max. torsi	35.7 mNm
Akurasi kecepatan wheel	± 0.2 rpm
Konsumsi daya (saat steady state)	< 1 W
Interface catu-daya tegangan motor tegangan WDE	+15 V +5 V
Interface komunikasi main interface gyro interface	RS422 RS422

5.1 Regulator Arus

WDE-LAPAN menggunakan Sinyal *Pulse Wave Modulation* (PWM) dalam pengaturan/regulasi arus motor. PWM dibangkitkan langsung dari salah satu pin mikrokontroller dengan menggunakan Timer/Counter 16-bit. Frekuensi sinyal PWM yang digunakan didefinisikan dalam persamaan berikut

$$f_{PWM} = \frac{f_{CLK\ I/O}}{N.(1+TOP)} \quad (5-1)$$

dengan $f_{CLK\ I/O}$ merupakan nilai frekuensi operasi mikrokontroller yaitu pada 14.7456 MHz, $N = 1$ adalah nilai pembagi (*prescaler*) clock I/O yang digunakan dan $TOP = 0x3FF$ (1023) yaitu PWM pada saat *Duty Cycle* (DC) maksimum (PWM = 100%). Sehingga diperoleh $f_{PWM} = 14.4$ kHz.

Adapun nilai resolusi bit (R_{PWM}) yang digunakan bergantung dari nilai TOP

$$R_{PWM} = \frac{\text{Log}(TOP + 1)}{\text{Log}(2)} \quad (5-2)$$

sehingga nilai resolusi bit (R_{PWM}) yang diperoleh adalah 10-bit. Dengan demikian, nilai resolusi maksimum DC yang dapat diperoleh adalah

$$\Delta I_{Min} \% DC = \frac{1}{TOP + 1} \quad (5-3)$$

yaitu sebesar 0.0001 atau 0.01% DC.

Hubungan antara % DC dengan arus yang diberikan kepada motor dapat dituliskan sebagai berikut

$$I = \frac{V_M \cdot \% DC}{R_{Load}} \quad (5-4)$$

dengan V_M adalah nilai tegangan yang diberikan pada motor (umumnya +15 Volt) dan R_{Load} merupakan nilai hambatan total yang dilalui oleh arus, didefinisikan sebagai

$$R_{Load} = R_p + R_{MB} + R_{MA} + R_S \quad (5-5)$$

Keterangan:

R_p : nilai hambatan fasa motor (tabel 3)

R_{MB} : nilai R_{DS} pada mosfet bawah (28 mΩ)

R_{MA} : nilai R_{DS} pada mosfet atas (13.5 mΩ)

R_S : nilai resistor sense (0.051 Ω)

Dengan menggabungkan persamaan (5-3) dan (5-4) akan diperoleh nilai resolusi dari regulator arusnya sebesar

$$\Delta I_{Min} = \frac{15 \times 0.0001}{8.49} = 0.177 \text{ mA} \quad (5-6)$$

5.2 Pengukuran Kecepatan Rotasi Wheel

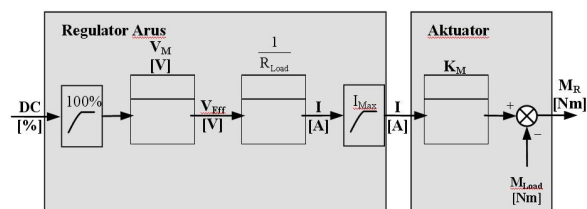
Pengukuran kecepatan *wheel* dilakukan oleh mikrokontroller dengan memanfaatkan sinyal Hall sensor (A, B dan C). Sinyal Hall sensor akan membangkitkan *interrupt* pada mikrokontroller yang pada akhirnya akan mengaktifkan pencacah 16-bit yang telah disediakan untuk melakukan penghitungan satu rotasi.

5.2 Blok Diagram Regulator Arus WDE-LAPAN dan Motor

Pada Gambar 5-3 diberikan konstruksi dari regulator arus WDE-LAPAN dan juga karakteristik dari motor sebagai aktuator. Masukan sinyal dari blok regulator arus adalah %DC yang didefinisikan dengan

$$\% DC = \frac{\text{Timer}_1}{1023} \quad (5-7)$$

dengan nilai interval timer₁ adalah 0 s.d 1023.



Gambar 5-3: Blok diagram WDE-LAPAN dengan motor

Nilai I_{Max} adalah 1.6 A sebagai nilai maksimum arus yang dapat diberikan pada motor. Nilai tersebut disertakan

dalam program mikrokontroler untuk membatasi arus dari motor. Karakteristik internal motor dan *flywheel* yang memiliki kelembaman sebagai representasi dari Hk. Newton 1 diberikan dengan nilai M_{Load} dari karakteristik motor dan *flywheel*.

6 MODE OPERASI KONTROL

Mode operasi dari WDE-LAPAN dapat dibagi menjadi dua kelompok, yaitu mode operasi *wheel* dan mode operasi *close loop* dengan *gyro* seperti diberikan pada Tabel 5-1. Masing-masing mode tersebut dapat diaktifkan dengan *command* tertentu, seperti ditampilkan pada Tabel 6-1.

Tabel 6-1: MODE OPERASI WDE-LAPAN

Mode Kontrol	Variabel	[]	Command
Arus	I_T	mA	\$D1
Torsi	M_T	mNm	\$D2
Kecepatan Wheel	ω_T	RPM	\$D3
Kecepatan sudut Sat.	ω_{ST}	o/s	\$D4
Posisi sudut Sat.	θ_{ST}	o	\$D5

6.1 Kontrol Arus dan Torsi

Dalam kontrol arus, nilai arus target (I_T) diberikan dalam satuan mA dengan blok diagram yang diberikan pada Gambar 6-1. Dengan nilai K_C didefinisikan sebagai faktor konversi seperti ditunjukkan pada persamaan 6-1.

$$K_C = \frac{R_{Load}}{V_M} = 0.566A^{-1} \tag{6-1}$$

pada $V_M = 15$ Volt.



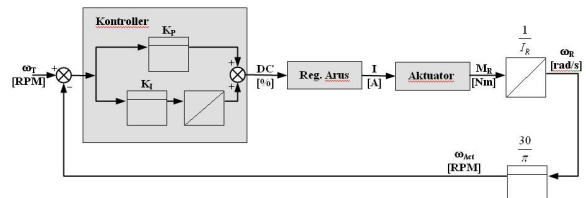
Gambar 6-1: Blok diagram kontrol arus

Kontrol torsi, identik dengan kontrol arus karena untuk memperolehnya dapat dilakukan dengan

mengontrol arus yang diberikan pada motor.

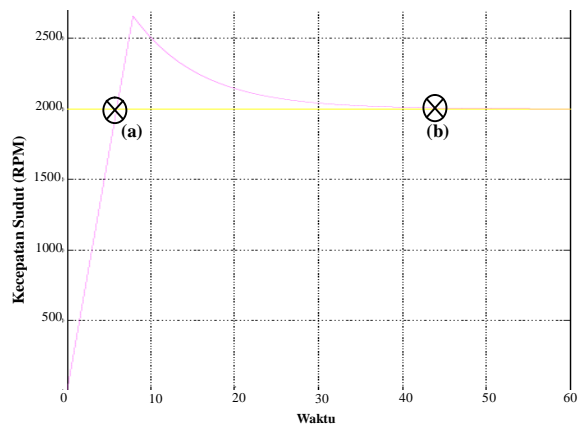
6.2 Kontrol Kecepatan Sudut Wheel

Kontrol kecepatan sudut *wheel* menggunakan controller PI, seperti diberikan pada Gambar 6-2.



Gambar 6-2: Blok diagram kontrol kecepatan sudut *Wheel*

Dengan I_R merupakan nilai inersia dari *flywheel* (Tabel 4-1). Pada Gambar 6-3, diberikan hasil simulasi menggunakan MATLAB simulink dengan nilai kecepatan sudut target (ω_T) adalah 2000 RPM, dengan nilai konstanta $K_P = 8$ dan konstanta $K_I = 1$.



Gambar 6-3: Hasil simulasi pada $\omega_T = 2000$ RPM dengan $K_P = 8$ dan $K_I = 1$

Dari simulasi tersebut diperoleh bahwa *flywheel* akan mencapai nilai target pertama kali pada detik ke 7 (titik a) kemudian akan mengalami *overshoot* pada nilai maksimum pada detik ke 8.5. Nilai target akan tercapai pada detik ke 45. Hasil simulasi ini telah diklarifikasi melalui pengetesan langsung dari sistem WDE dan *flywheel* pada bagian 7 dari bahasan ini.

6.3 Kontrol Kecepatan Sudut Satelit

Mode ini menggunakan data kecepatan sudut satelit untuk proses kontrolnya. Kecepatan sudut satelit aktual (ω_{SAct}) diperoleh dengan meng-kalkulasi data mentah dari gyro meng-gunakan persamaan berikut

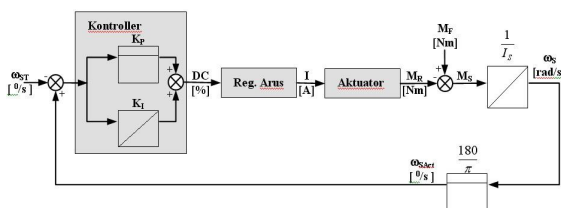
$$\omega_{SAct} = \frac{d\theta \cdot g_{Raw}}{\Delta t} \quad (6-2)$$

dengan $d\theta$ diperoleh dari persamaan (3-1), g_{Raw} nilai mentah hasil pembacaan sensor gyro dan Δt selang waktu untuk sampling data (umumnya 250 ms) yang dapat diset melalui instruksi *command*.



Gambar 6-4: Reaction Wheel (RW) dan Gyro

Pada Gambar 6-4 diberikan gambar dua unit utama, yaitu RW dan gyro yang dikontrol oleh WDE-LAPAN. Adapun blok diagram sistem kontrol ini, ditampilkan pada Gambar 6-5.



Gambar 6-5: Blok diagram sistem kontrol kecepatan sudut satelit

Pada Gambar 6-5, ω_{ST} diberikan sebagai nilai target kecepatan sudut satelit dalam $[\text{°}/\text{s}]$. Dalam kontrol ini digunakan controller PI. Faktor torsi gangguan (M_F) disertakan dalam meng-kompensasi nilai torsi keluaran (M_R). Selain itu, nilai inerti pada komponen sumbu satelit yang bersesuaian pun diperhitungkan untuk menghasilkan nilai momentum sudut *wheel* yang

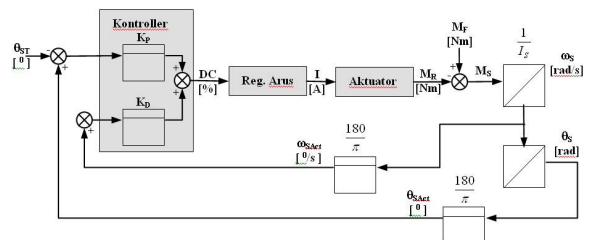
sebanding dengan momentum sudut satelit pada sumbu tersebut.

6.4 Kontrol Posisi Sudut Satelit

Seperti halnya pada kontrol kecepatan sudut satelit, kontrol ini pun memerlukan nilai masukan posisi sudut aktual dari satelit (θ_{ST}) selain nilai kecepatan sudut. Nilai θ_{ST} diperoleh dari perhitungan data mentah gyro sebagai berikut

$$\theta_{SAct} = \theta_{SAct} + d\theta \cdot g_{Raw} \quad (6-3)$$

Blok diagram sistem kontrol ini ditunjukkan pada Gambar 6-6.



Gambar 6-6: Blok diagram sistem kontrol posisi sudut satelit

Sistem kontrol posisi sudut ini menggunakan controller *Proporsional-Diferential* (PD). Dengan K_P memberikan nilai gain terhadap *error* nilai posisi sudut target dan aktual. Sedangkan K_D memberikan gain pada nilai *feedback* kecepatan sudut yang terukur. Hal yang sangat perlu diperhatikan dalam perancangan ini adalah satuan yang harus selalu disertakan dalam setiap perhitungan.

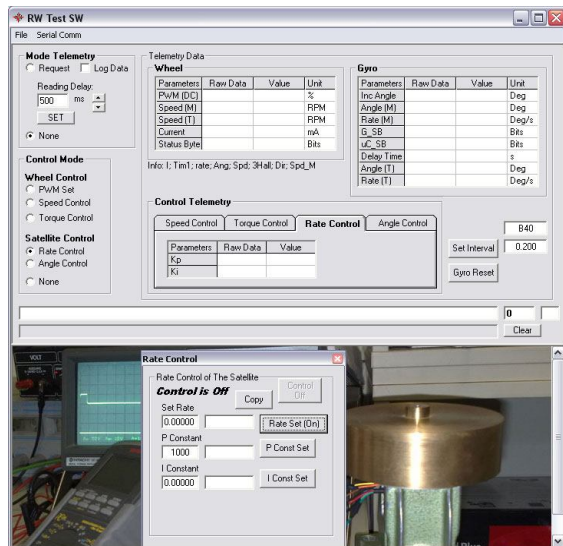
7 HASIL DAN ANALISA TES FUNGSIONAL

Pengetesan WDE-LAPAN telah dilakukan untuk setiap mode operasi kontrol. Pengetesan ini dilakukan dengan menggunakan program pada PC komputer. Program ini digunakan untuk aplikasi *commanding*, kontrol wheel, akuisisi data telemetri dan *logging*. WDE terhubung dengan komputer melalui komunikasi serial asinkronous pada 34800 bps, None parity dan 1 bit stop.

Tampilan program ini diberikan pada Gambar 7-1.

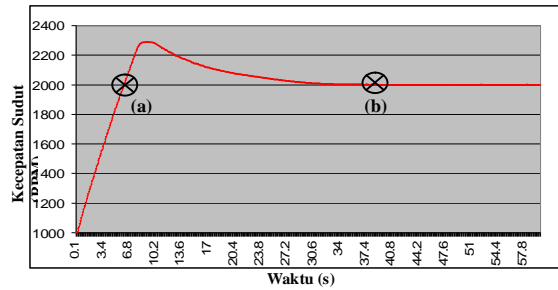
Secara fungsional telah diuji dengan memperhatikan persyaratan operasi, seperti melihat respon kendali kecepatan, dengan umpan berupa "setting point" berupa sudut maupun kecepatan putar. Standar test ini diperoleh atas dasar diskusi dengan Prof. Renner selaku pembimbing yang telah berpengalaman. Standar pengujian-nya adalah kualitatif dan sangat mengandalkan pada eksperimen Prof. Renner yang sudah "proven" dalam bidang ini.

Pada mode kontrol kecepatan *wheel*, hasil tes pada nilai $K_P = 8$ dan $K_I = 1$, seperti terlihat pada Gambar 7-2 (bandingkan dengan Gambar 6-3). Grafik ini diplot menggunakan data pembacaan kecepatan *wheel* dari WDE dalam RPM. Adapun interval akuisisi data ini dilakukan setiap 100 ms.



Gambar 7-1:Tampilan program Interface WDE-LAPAN

Pada pengetesan mode operasi kontrol *close loop* dengan gyro, digunakan platform *air bearing* seperti ditampilkan pada Gambar 7-3.



Gambar 7-2:Data hasil pengukuran untuk kontrol kecepatan *wheel* pada $\omega_T = 2000$ RPM dengan $K_P = 8$ dan $K_I = 1$

Pada grafik di atas terlihat respon kendali yang bagus untuk pengaturan kecepatan 2000 RPM, terlihat pada detik ke 40,8 kondisi *steady state* untuk ke kecepatan 2000 RPM dapat tercapai, dengan *overshoot* yang kecil, hal ini akan mendukung kondisi stabil pada sistem.



Gambar 7-3:Pengetesan WDE-LAPAN pada platform *Air Bearing* di TU Berlin



Gambar 7-4:Pengetesan WDE LAPAN pada *Air Bearing System* di Laboratorium Mekatronika Rancabungur

8 KESIMPULAN

Desain WDE-LAPAN telah selesai dirancang dan dites secara fungsional. Pengujian juga telah dilakukan pada performa setiap mode kontrol. Secara fungsional, WDE mampu menjalankan setiap mode yang dirancang.

Performa kendalinya menunjukkan respon kendali yang cukup baik, dimana pada pengendalian kecepatan 2000 RPM, kondisi *steady state* dicapai pada detik ke 40, atau kurang dari 1 menit, dengan kendali PI tidak terlalu terjadi *overshot*, maka hal ini cukup bagus.

Kecepatan 2000 RPM ini cukup mewakili, mengingat kecepatan maksimum operasional yang sering dipergunakan dalam kendali satelit berkisar pada kecepatan 2000 RPM – 3000 RPM.

DAFTAR RUJUKAN

- Draft of LAPAN – TUBSAT Technical Documentation, Microsatellite for Surveillance. June, 2005.
- FAULHABER. BLDC Motor type 2444 ... B. www.faulhaber.com.
- LITEF GmbH: μ FORS User Manual, Doc No. 140650-2000-311 Rev d. 2007.
- P. Butz, U. Renner, 1996. *TUBSAT-C, A Microsat-Bus For Earth Observation Payloads*. 3rd International Symposium "Small Satellites Systems and Services", Annecy, France.
- Stefan Schulz, 2001. *Interaktive Lageregelung zur Erdbeobachtung mit Mikrosatelliten am Beispiel DLR-TUBSAT*. Doctoral Thesis.
- Stefan Schulz, U. Renner. *DLR-TUBSAT: A Microsatellite For Interactive Earth Observation*.