

RANCANG BANGUN SISTEM ADJUSTABLE ELECTRONIC FUSE UNTUK PLATFORM MICROSATELLITE (ADJUSTABLE ELECTRONIC FUSE SYSTEM DESIGN FOR MICROSATELLITE PLATFORM)

Abdul Karim¹, Wahyudi Hasbi
Peneliti Pusat Teknologi Satelit LAPAN
¹ e-mail: karim.lapan@gmail.com

ABSTRACT

The electrical power subsystem of a spacecraft system consists of three basic components: power generation, power storage, and power control. The fuse is a part of a power control, whose function is to prevent the satellite devices system against any damage in case of an over-load or malfunction of the external device. This paper analyzes a fuse electronic design for microsatellite using the Commercial off the Shelf Component and aimed to having a high flexibility. The system is tested using a variable resistor as an emulator of then emulator load of satellite device such that the consumption of power can be read from power supply and thus can be analyzed. This design makes use of LAPAN-A2 satellite case, to take two samples from as a reference of electronics devices being used in this experiment. The results show that the fuse can limit the current of two devices of 0.834 and 1.833 Ampere respectively with the MTBF (Mean Time Between Failures) total of 3444475,062 hours.

Keywords: *Satellite, Fuse, Power*

ABSTRAK

Subsistem *power* satelit terdiri dari tiga komponen dasar: pembangkit daya (*power generator*), penyimpan daya (*power storage*), dan kontrol daya (*power control*). Pembatas arus (*fuse*) adalah bagian dari kontrol daya yang berfungsi untuk mengamankan perangkat-perangkat elektronik satelit dari kerusakan akibat beban lebih (*over load*) atau kesalahan fungsi dari sistem luar (*external*) perangkat tersebut. Tulisan ini menganalisa rancangan Pembatas Arus Elektronik (*elektronik fuse*) untuk digunakan di dalam sistem mikrosatelit berbasis komponen yang siap di pasaran (*Commercial off the Shelf*) dan dirancang memiliki keluwesan (*flexibillity*) yang tinggi. Sistem ini diuji dengan menggunakan resistor variabel sebagai beban perangkat satelit sehingga konsumsi *power* dapat dibaca dan dianalisis melalui catu daya (*power supply*). Rekayasa ini menggunakan studi kasus Lapan-A2 untuk mengambil dua buah kasus sebagai referensi perangkat elektronik yang digunakan. Hasil rancangan menunjukkan bahwa rangkaian pembatas arus dapat membatasi arus masing-masing perangkat sebesar 0,834 dan 1.833 Ampere dengan nilai total *Mean Time Between Failures* (MTBF) 3444475,062 Jam.

Kata kunci: *Satelite, Pembatas Arus, Pembangkit*

1 PENDAHULUAN

Sistem daya (*power system*) satelit mempunyai fungsi utama menghasilkan pembangkit daya, menyimpan daya, mengontrol dan mendistribusikannya ke seluruh perangkat elektronik sub sistem satelit. [Wiley J. Larson and James R. Wertz, 2005]

Solar panel merupakan pembangkit daya (*power generation*) yang merubah energi cahaya matahari menjadi sumber daya listrik. Sistem daya satelit sangat bergantung terhadap cahaya matahari. Kemudian daya tersebut akan disimpan didalam baterai (*power storage*). Daya yang telah disimpan di dalam baterai akan digunakan untuk menjalankan misi utama satelit karena daya yang dihasilkan baterai dalam keadaan penuh umumnya lebih besar dibandingkan daya yang dihasilkan solar panel secara langsung. Selain itu juga baterai akan digunakan ketika satelit berada dalam fase orbit tidak mendapatkan cahaya matahari (*eclipse*).

Selanjutnya daya tersebut akan didistribusikan ke seluruh perangkat elektronik sub sistem satelit. Rekayasa sistem kontrol secara sederhana terdiri dari pengubah DC-DC (*DC-DC converter*), pemutus arus (*switches*) dan pembatas arus (*fuses*). Sistem daya akan mengontrol seluruh aliran arus listrik disesuaikan dengan kebutuhan masing-masing perangkat elektronik baik nilai arus maupun tegangannya. Sistem ini pula yang berfungsi untuk menghubungkan (*switch ON*) atau memutuskan (*switch Off*) arus listrik ke setiap perangkat elektronik. Sistem pembatas arus akan berfungsi untuk mengamankan seluruh perangkat elektronik yang dapat merusak sistemnya sendiri atau sistem yang lainnya akibat *over-load* atau kesalahan fungsi yang disebabkan faktor luar. Dengan demikian arus yang mengalir akan dibatasi oleh pembatas arus sesuai dengan nilai yang dirancang. Sistem pembatas arus sendiri akan

dikontrol oleh komputer satelit (*On Board Computer*) sebagai perangkat elektronik utama di dalam sistem satelit.

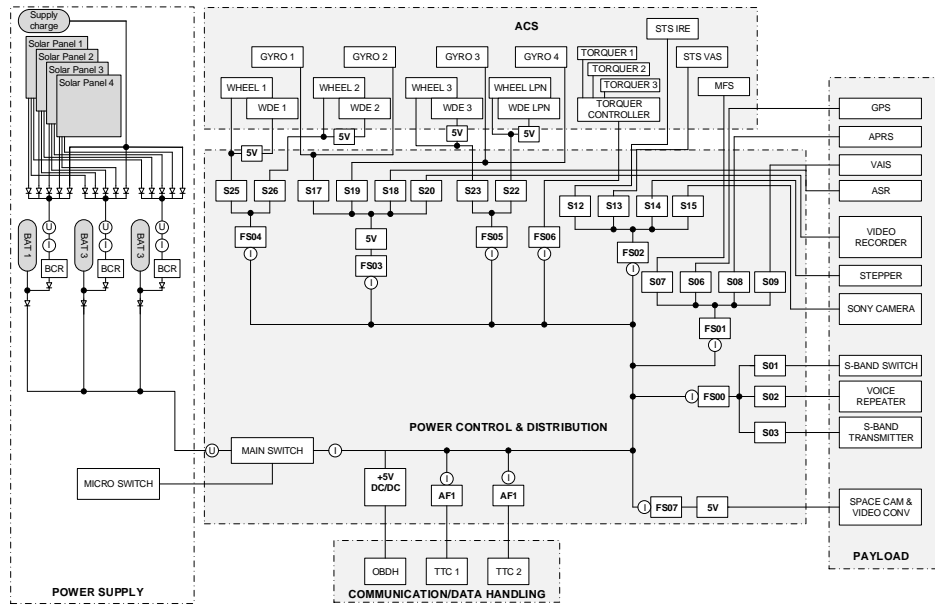
Tulisan ini lebih fokus menjelaskan perancangan sistem pembatas arus elektronik yang digunakan untuk satelit mikro. Komponen yang digunakan adalah yang tersedia di pasaran (disebut *Commercial Off The Shelf (COTS)*). Rangkaian ini akan dirancang dengan keluwesan dimana jika akan merubah nilai pembatas arus cukup merubah satu atau dua komponen tanpa merubah komponen secara keseluruhan.

2 PERANGKAT SATELIT

Sistem satelit banyak menggunakan perangkat atau komponen elektronik. Setiap perangkat tersebut mempunyai spesifikasi persyaratan yang berbeda-beda seperti, tegangan, arus, dan lain-lain. Kemudian semua persyaratan tersebut perlu diakomodasi dengan aman tanpa mengganggu sistem satelit tersebut. Dengan demikian kerusakan yang terjadi dalam sistem satelit akibat arus lebih (*over current*) dapat dihindari.

Studi kasus mengenai hal tersebut dapat dilihat dalam sistem mikrosatelit Lapan-A2. Lapan-A2 membawa 2 *Telemetry and Tele Commands (TTC)*, *Power Control Data Handling (PCDH)*, 2 *Star Tracker System (STS)*, 4 *Reaction Wheel*, 4 *Gyro*, *Global Positioning System (GPS)*, *Sony Camera*, *Space Cam*, *Automatic Identification System (AIS)*, *Voice Repeater*, *Video Recorder*, *Magnetic Field Sensor (MFS)*, 3 *Torquers*, *Automatic Position Reporting System (APRS)*, *Stepper*, *S-band Transmitter* dan *S-band Switch* [Hasbi, W., Karim A, 2013].

Satelit Mikro Lapan-A2 mempunyai 10 pembatas arus dan 25 pemutus arus perangkat elektronik (Gambar 2-1). Setiap perangkat telah diukur konsumsi dayanya dan hasilnya dapat dilihat pada Tabel 2-1.



Gambar 2-1: Diagram blok sistem kontrol daya Lapan-A2 [Lapan-A2 Satellite, 2012]

Tabel 2-1: KONSUMSI DAYA PERANGKAT-PERANGKAT ELEKTRONIK LAPAN-A2

No.	Perangkat Elektronik	Arus (mA)
FS00	S-band switch	164
	Voice repeater	1490
	S-band transmitter	413
	Total	2067
FS01	GPS	124
	MFS	30
	APRS	1400
	VAIS	37
	Total	1591
FS02	STS A	196
	STS B	196
	Stepper	320
	Analog Video camera	620
	Total	1332
FS03	Gyro 1,2	216
	ASR	91
	Gyros 3,4	216
	Video recorder	485
	Total	1008
FS04	RW1	1030
	RW2	1030
	Total	2060
FS05	RW3	1030
	RW4	1030
	Total	2060
FS06	Torquer 1,2,3	836
Total	836	
FS07	Space Camera	1838
AF1	TTC1	85
AF2	TTC2	85

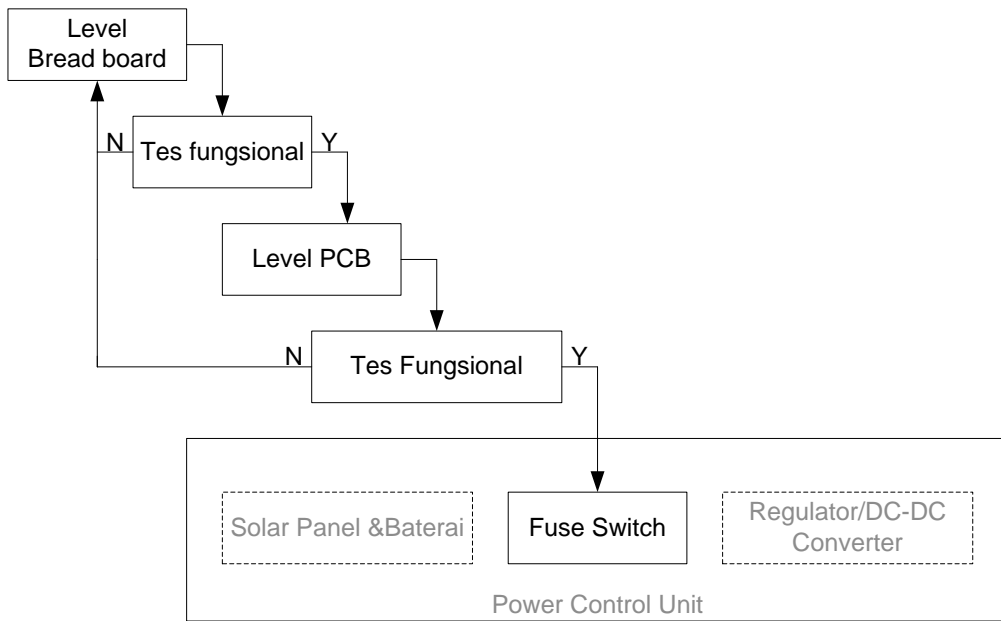
Berdasarkan Tabel 2-1 dapat dilihat perbedaan masing-masing konsumsi daya setiap perangkat. Oleh karena itu dalam rancangan sistem daya harus dapat memenuhi setiap keamanan perangkat jika terjadi hubung singkat (*short circuit*) atau arus lebih. Dengan demikian jika terjadi hubung singkat dalam sebuah perangkat tidak menghasilkan kerusakan total dalam sistem satelit.

3 DESAIN PERANGKAT KERAS

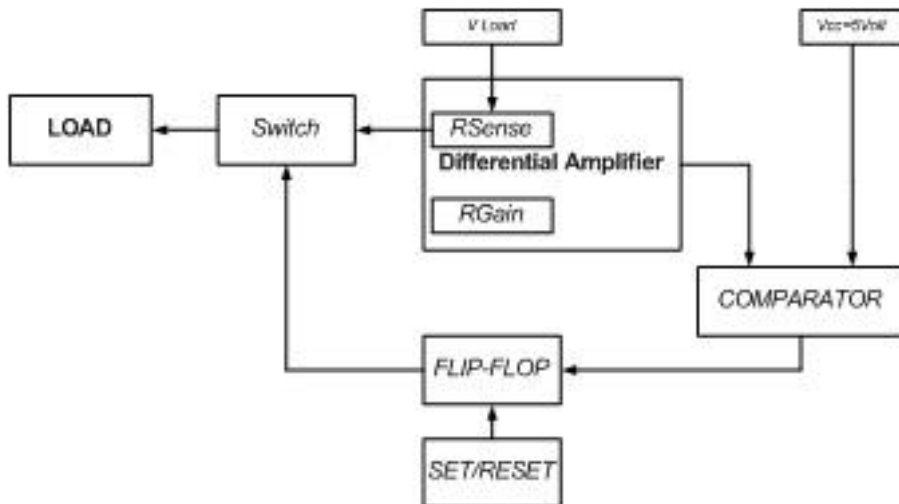
Sistem pembatas arus yang dirancang merupakan bagian dari sistem *Power Control Unit* (PCU) sistem satelit. Perancangan diawali dari level

bread board setelah melewati uji fungsional akan dilanjutkan ke level *Printed Circuit Board* (PCB).

Sistem satelit membutuhkan penggunaan komponen elektronik dengan spesifikasi penampilan (*performance*) yang tinggi. Walaupun demikian penggunaan komponen COTS masih dimungkinkan setelah melewati uji terima (*acceptance test*) [Sammy Kayali,]. Langkah pertama dalam pemilihan komponen adalah menggunakan komponen yang dapat bekerja dalam daerah temperatur dari -55°C sampai 125°C [Commercial-Of-The-Shelf (COTS) for LHC experiments].



Gambar 3-1: Proses perancangan pembatas arus



Gambar 3-2: Blok diagram sistem pembatas arus

Sistem pembatas arus akan dirancang seperti dalam blok diagram dalam Gambar 3-2. Pembatas arus harus mengukur arus yang akan melewati perangkat didepannya dan memutuskan jalur (*switch off*) jika arus yang mengalir terlalu tinggi melebihi kemampuan beban arus yang dapat diterima oleh perangkat tersebut. Adapun komponen elektronik yang dibutuhkan adalah: Penguat Instrumentasi Daya Rendah (*Low Power Instrumentation Amplifier*), Pembanding (*Comparator*), *Flip-Flop*, transistor, kapasitor, dan resistor.

Ketika arus I mengalir pada sebuah perangkat maka akan terjadi perbedaan tegangan ΔV pada resistor R_{Sense} :

$$\Delta V = R_{Sense} \cdot I \quad (3-1)$$

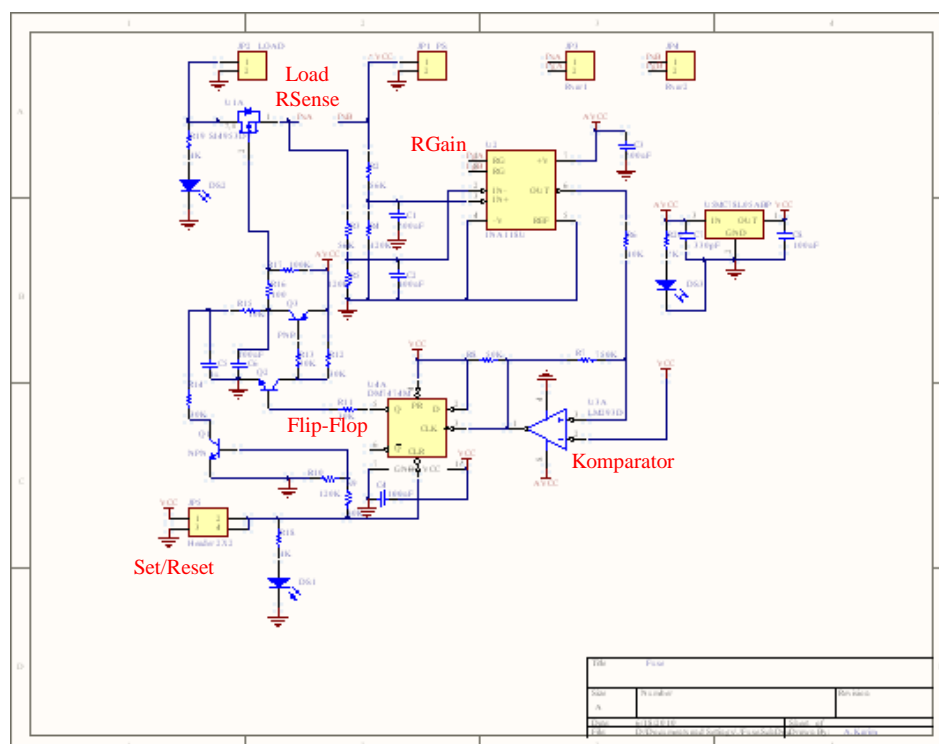
Perbedaan tegangan ini akan “mengalir” pada sebuah pembagi tegangan dan akan diukur oleh penguat *differential* (*differential amplifier*). Keluaran penguat *differential* tersebut adalah:

$$\Delta V_a = \Delta V \cdot G = R_{Sense} \left(1 + \frac{50000\Omega}{R_{Gain}} \right) \cdot I \quad (3-2)$$

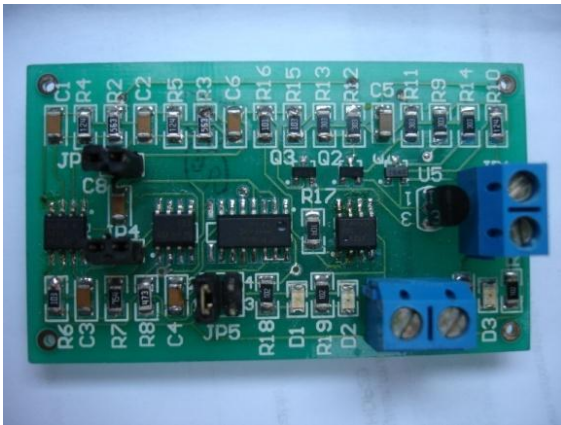
Sinyal tersebut dialirkan melalui pembagi tegangan (*voltage divider*) menuju *comparator*, dimana komparator akan membandingkan dengan tegangan 5 V. Jika tegangan lebih besar dari 5 V maka keluaran komparator akan tinggi (*High*) dan perangkat akan di-*switch off*. Adapun nilai Arus I_{off} adalah:

$$I_{off} = 5V \left(R_{Sense} + \frac{50000 \cdot R_{Sense}}{R_{Gain}} \right)^{-1} \quad (3-3)$$

Keluaran komparator dihubungkan ke titik kontak (pin) CLR komponen flip-flop. Ketika *comparator* berubah dari *Low* ke *High* maka keluaran flip-flop menjadi *Low* dan perangkat akan di-*switch Off*. Untuk mengaktifasi atau mengatur (menge-set) pembatas arus lagi dapat dilakukan dengan pemberian sinyal *Low* pada pin CLR flip-flop. Sebaliknya untuk menonaktifkan atau *reset* dapat dilakukan dengan menge-set pin CLR ke *High*. Pin CLR tersebut akan dihubungkan ke komputer satelit (*On Board Computer*) yang mengontrol sistem pembatas arus tersebut.



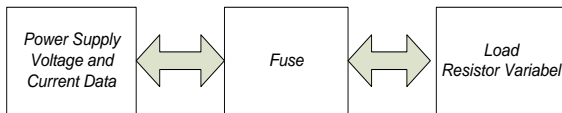
Gambar 3-3: Rangkaian sistem pembatas arus



Gambar 3-4: Perangkat keras sistem pembatas arus

4 PENGUJIAN DAN ANALISIS

Rangkaian pembatas arus diuji dengan menggunakan resistor perubah (*variabel*) sebagai simulator perangkat yang digunakan sistem satelit dan data arus dapat dibaca melalui catu daya (*power supply*).



Gambar 4-1: Diagram blok pengujian

Sebagai contoh, FS06 (Tabel 2-1) akan dibatasi arus maksimum 836 mA. Berdasarkan hasil perhitungan untuk memenuhi persyaratan tersebut dapat digunakan R_{Sense} of 0.22Ω and R_{Gain} of 1910Ω .

$$I_{off} = 5V \left(0.22 + \frac{50000 \cdot (0.22)}{1910} \right)^{-1} = 0.836A \quad (4-1)$$

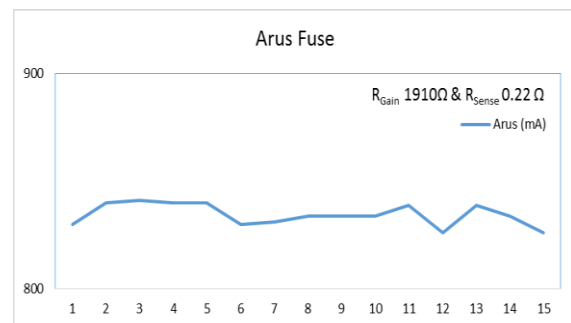


Gambar 4-2: Pengujian rangkaian pembatas arus

Nilai R_{Sense} dan R_{Gain} yang digunakan dapat diuji dimulai dengan arus minimal (beban minimal), kemudian resistor variabel diset menurun sehingga konsumsi arus bertambah dan pembatas arus akan membatasi arus serta memutuskan aliran arus tersebut. Adapun hasil pengujian dapat dilihat dalam Tabel 4-1.

Tabel 4-1: HASIL PENGUJIAN $R_{GAIN} 1910\Omega$ & $R_{SENSE} 0.22\Omega$

No	Arus (mA)
1	830
2	840
3	841
4	840
5	840
6	830
7	831
8	834
9	834
10	834
11	839
12	826
13	839
14	834
15	826
Rata-rata	834.5333



Gambar 4-2: Grafik Arus Fuse dengan $R_{Gain} 1910\Omega$ & $R_{Sense} 0.22 \Omega$

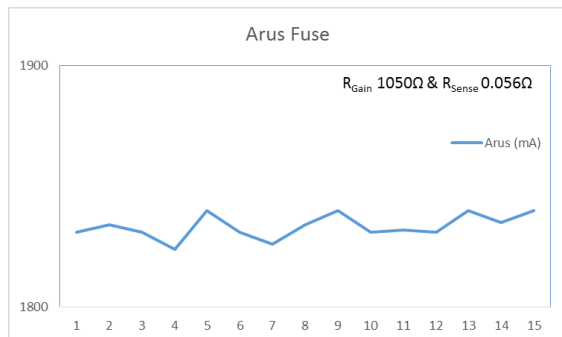
Sampel kedua adalah FS07 yang harus dapat membatasi arus 1,838 A. Berdasarkan perhitungan dapat menggunakan $R_{Sense} = 0.056 \Omega$ dan $R_{Gain} = 1050 \Omega$.

$$I_{off} = 5V \left(0.056 + \frac{50000 \cdot (0.056)}{1050} \right)^{-1} = 1.838A \quad (4-2)$$

Hasil pengujian dapat dilihat dalam Tabel 4-2.

Tabel 4-2: HASIL PENGUJIAN R_{GAIN} 1050Ω & R_{SENSE} 0,056Ω

No	Arus (mA)
1	1831
2	1834
3	1831
4	1824
5	1840
6	1831
7	1826
8	1834
9	1840
10	1831
11	1832
12	1831
13	1840
14	1835
15	1840
Rata-rata	1833.333



Gambar 4-3: Grafik Arus dengan R_{Gain} 1050Ω & R_{Sense} 0.056Ω

Berdasarkan hasil pengujian di atas dapat dilihat bahwa terdapat beberapa perbedaan hasil pengukuran dari target pembatasan arus antara lain:

- FS06

$$\Delta I_{\min} = |0,836 - 0,826| = 10 \text{ mA} \quad (4-3)$$

$$\Delta I_{\max} = |0,836 - 0,841| = 5 \text{ mA} \quad (4-4)$$

$$\Delta I_{\text{rata-rata}} = |0,836 - 0,83453| = 1,47 \text{ mA} \quad (4-5)$$

$$\sigma = (|0,836 - 0,00147| / 0,836) = 99,82\% \quad (4-6)$$

Dimana

σ = sigma hasil pengukuran

- FS07

$$\Delta I_{\min} = |1,838 - 1,824| = 14 \text{ mA} \quad (4-7)$$

$$\Delta I_{\max} = |1,838 - 1,840| = 2 \text{ mA} \quad (4-8)$$

$$\Delta I_{\text{rata-rata}} = |1,838 - 1,8333| = 4,67 \text{ mA} \quad (4-9)$$

$$\sigma = (|1,838 - 0,00467| / 1,838) = 99,74\% \quad (4-10)$$

Dimana

σ =sigma hasil pengukuran

Sigma hasil pengukuran menunjukkan nilai di atas 99% sehingga kesalahan masih dapat ditolerir untuk nilai target pembatasan arus.

Nilai kehandalan sistem ini dapat dihitung berdasarkan nilai *Mean Time Between Failur* (MTBF) menggunakan metode MIL-HDBK-217F [Military Handbook, 1995]. Nilai temperatur diasumsikan rata-rata 30 derajat Celcius. Nilai yang dihitung untuk semua komponen elektronik yang digunakan antara lain:

- Resistor

$$\lambda_p = \lambda_b \pi_T \pi_P \pi_S \pi_Q \pi_E \text{ Kegagalan} / 10^6 \text{ Jam} \quad (4-11)$$

λ_b (tipe resistor) = 0,0017 (resistor fixed)

π_T (faktor temperatur) = 1,1 (asumsi rata-rata 30 derajat celcius)

π_P (faktor daya) = 1 (asumsi 1)

π_S (power stress) = 1

π_Q (faktor kualitas) = 10 (komersial)

π_E (faktor lingkungan) = 0,5 (*space flight*)

$$\lambda_p = (0,0017) (1,1) (1) (1) (1) (10) (0,5) \text{ Kegagalan} / 10^6 \text{ Jam} = 0,0187$$

$$\theta = 1 / \lambda_p \quad (4-12)$$

$$\theta = 1 / (0,0187 * 10^{-6}) = 53475935,828 \text{ Jam}$$

dimana :

λ_p = Kegagalan

θ = MTBF

- Kapasitor

$$\lambda_p = \lambda_b \pi_T \pi_C \pi_V \pi_{SR} \pi_Q \pi_E \text{ Kegagalan} / 10^6 \text{ Jam} \quad (4-13)$$

λ_b (tipe kapasitor) = 0,0004 (kapasitor tantalum)

π_T (faktor temperatur) = 0,91 (asumsi rata-rata 30 derajat celcius)

π_C (faktor kapasitansi) = 0,59 (rata-rata nilai C= 100nF)

π_V (voltage stress) = 3,99 (VDC \approx 16 V, VDC rate =25 V)

π_{SR} (faktor resistensi seri) = 1 (asumsi 1)

π_Q (faktor kualitas) = 10 (komersial)

π_E (faktor lingkungan) = 0,5 (*space flight*)

$\lambda_p = (0,0004)(1,1)(0,59)(3,99)(1)(10)(0,5)$ Kegagalan/10⁶ Jam

$$\theta = 1 / \lambda_p \quad (4-14)$$

$$\theta = 1 / (0,00517 * 10^{-6}) = 193423597,679 \text{ Jam}$$

dimana :

λ_p = Kegagalan
 θ = MTBF

- Transistor

$$\lambda_p = \lambda_b \pi_T \pi_A \pi_Q \pi_E \text{ Kegagalan} / 10^6 \text{ Jam} \quad (4-15)$$

λ_b (tipe transistor) = 0,012 (transistor mosfet)

π_T (faktor temperatur) = 1,1 (asumsi rata-rata 30 derajat celcius)

π_A (faktor aplikasi) = 0,59 (5 \leq daya keluaran < 50 watt)

π_Q (faktor kualitas) = 10 (komersial)

π_E (faktor lingkungan) = 0,5 (*space flight*)

$\lambda_p = (0,012)(1,1)(0,59)(10)(0,5)$ Kegagalan/10⁶ Jam

$$\theta = 1 / \lambda_p \quad (4-16)$$

$$\theta = 1 / (0,264 * 10^{-6}) = 3787878,788 \text{ Jam}$$

dimana:

λ_p = Kegagalan
 θ = MTBF

- Sirkuit mikro (*micro circuit*)

$$\lambda_p = (C_1 \pi_T + C_2 \pi_E) \pi_Q \pi_L \text{ Kegagalan} / 10^6 \text{ Jam} \quad (4-17)$$

C_1 (kompleksiti) = 0,01 (MOS digital 1-100 gerbang)

π_T (faktor temperatur) = 0,13 (asumsi rata-rata 30 derajat celcius)

C_2 (paket) = 0,0072 (SMT 16 pin)

π_E (faktor lingkungan) = 0,5 (*space flight*)

π_Q (faktor kualitas) = 10 (komersial)

π_L (faktor tahun produksi) = 1 (\geq 2 tahun)

$\lambda_p = ((0,01)(0,13) + (0,0072)(0,5)) (10)(0,5)$ Kegagalan/10⁶ Jam

$$\theta = 1 / \lambda_p \quad (4-18)$$

$$\theta = 1 / (0,00245 * 10^{-6}) = 408163265,306 \text{ Jam}$$

dimana :

λ_p = Kegagalan
 θ = MTBF

Dengan demikian nilai MTBF total dapat diturunkan dengan persamaan sebagai berikut:

$$\theta_{tot}^{-1} = \sum_{i=1}^4 \theta_i^{-1} \quad (4-19)$$

$$= (53475935,828)^{-1} + (193423597,679)^{-1} + (3787878,788)^{-1} + (408163265,306)^{-1}$$

$$= 2,903 \times 10^{-7}$$

$$\theta_{tot} = 3444475,062 \text{ Jam}$$

dimana :

θ_{tot} = total MTBF

Berdasarkan nilai total MTBF maka dapat dihasilkan nilai probabilitas ketahanan sistem (*reliability*) selama

beroperasi [Scott Speaks]. Jika asumsi target operasi satelit selama 5 tahun ($t = 427420$ jam) maka probabilitas ketahanan sistem yang didapatkan adalah:

$$R_{(t)} = e^{\frac{-t}{\Theta}} \quad (4-20)$$

$$= e^{\frac{-427420}{3444475,062}} = 0,883$$

dimana:

R = Probabilitas ketahanan

Dengan demikian hasil rancangan yang dibuat dapat bertahan dalam beroperasi selama 5 tahun dengan probabilitas 88,3 %.

5 KESIMPULAN

Perancangan Fuse menghasilkan arus yang dapat dibatasi sebesar 0.834 Ampere untuk FS06 dengan R_{Sense} 0,22 Ω dan R_{Gain} of 1910 Ω . FS07 dengan R_{Sense} 0,056 Ω dan R_{Gain} 1050 Ω dapat membatasi arus 1,833 Ampere. Sigma hasil pengukuran diatas 99%. Perbedaan nilai antara perhitungan dan pengujian tersebut dapat disebabkan oleh nilai toleransi komponen elektronik seperti resistor dan kapasitor.

Nilai kehandalan total berdasarkan perhitungan MTBF adalah 3444475,062 Jam dan probabilitas ketahanannya dalam beroperasi selama 5 tahun adalah 88,3%. Hasil rancangan ini sebaiknya digunakan dalam sistem satelit dengan target operasi dibawah 4 tahun.

Sistem ini akan dikembangkan lebih lanjut dan diintegrasikan kedalam sistem elektronik *Power Control Unit* satelit. Fleksibilitas yang tinggi sangat membantu dalam pengembangan sistem PCU dimana penyesuaian pembatas arus dapat dilakukan dengan cara mengganti nilai *Resistor Sense* dan *Resistor Gain* tanpa merubah sistem PCU secara keseluruhan.

DAFTAR RUJUKAN

- Commercial-Of-The-Shelf (COTS) for LHC experiments*, CERNNASA Electronic Parts and Packaging Program, <http://nepp.nasa.gov/index.cfm>.
- Hasbi, W., Karim A, 2013. *Lapan-A2 System Design For Equatorial Surveillance Missions*, 9th International Symposium of The International Academy of Astronautics (IAA) Berlin, April 8-12.
- Lapan-A2 Satellite Team, 2012. *Document Technic*, Lapan.
- Military Handbook, 1995. *Realibility Prediction of Electronic Equipment*, Departement of Defence, February.
- Sammy Kayali, *Utilization of COTS Electronics in Space Application, Reliability Challenges and Reality*, Jet Propulsion Laboratory.
- Scott Speaks, *Reliability and MTBF Overview*, Vicor Reliability Engineering.
- Wiley J. Larson and James R. Wertz, 2005. *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publishers.