

## PERANCANGAN DAN REALISASI SWITCH *ELECTRICAL POWER SYSTEM* BERBASIS MIKROKONTROLER PADA NANOSATELIT

### *DESIGN AND REALIZATION SWITCH OF ELECTRICAL POWER SYSTEM BASED ON MICROCONTROLLER FOR NANOSATELLITE*

Akbar Budi Wikanta<sup>1</sup>, Muhammad Ary Murty<sup>2</sup>, Inung Wijayanto<sup>3</sup>

<sup>1,3</sup>Prodi S1 Teknik Telekomunikasi, Fakultas Teknik, Universitas Telkom

<sup>2</sup>Prodi S1 Teknik Elektro, Fakultas Teknik, Universitas Telkom

<sup>1</sup>[akbarwikanta@students.telkomuniversity.ac.id](mailto:akbarwikanta@students.telkomuniversity.ac.id), <sup>2</sup>[arymurti@telkomuniversity.ac.id](mailto:arymurti@telkomuniversity.ac.id),

<sup>3</sup>[iwijayanto@telkomuniversity.ac.id](mailto:iwijayanto@telkomuniversity.ac.id)

#### **Abstrak**

Telkom University sedang mengembangkan riset tentang nanosatelit. Salah satu subsistem yang ada pada nanosatelit adalah *Electrical Power System* (EPS). *Electrical Power System* (EPS) ini merupakan sistem power utama pada nanosatelit. Pada EPS, yang digunakan sebagai sumber daya adalah kombinasi cahaya matahari dan baterai.

Pada penelitian ini dibuat sebuah prototype dari sistem *Electrical Power System* dengan menggunakan metode *Direct Energy Transfer* (DET). Dengan menggunakan metode DET ini energi listrik yang dihasilkan oleh solar cell *multicrystalline* akan digunakan untuk menyuplai beban secara langsung dengan melewati unit distribusi dan digunakan untuk pengisian baterai lithium polymer. Pada prototype EPS ini digunakan sebuah mikrokontroler ATmega8535 untuk melakukan kontrol terhadap switch relay yang digunakan untuk menentukan sumber catuan ketika nanosatelit berada dikondisi terkena sinar matahari atau kondisi gelap.

Pada pengujian yang dilakukan sistem EPS yang dibuat mampu bekerja, hal ini dapat ditunjukkan bahwa sistem dapat melakukan proses pengisian dan pengosongan baterai tanpa beban maupun dengan beban, beban yang diberikan 0.324 watt – 6.186 watt. Dengan menggunakan solar cell *multicrystalline* hanya mampu melakukan pengisian baterai sampai dengan beban 0.8 watt dengan lama waktu 214 menit. Dan untuk pengosongan baterai dengan beban, baterai mampu menyuplai beban 6.1 watt selama 6 menit.

**Kata kunci** — EPS, nanosatelit, power control, baterai, solar cell

#### **Abstract**

Telkom University is developing a research about nanosatelit. One of the subsystem in the nanosatelit is the *Electrical Power System* (EPS). *Electrical Power System* (EPS) is the main power system in nanosatelit. On the EPS, which is used a combination resource of sunlight and batteries.

In this research made a prototype of the *Electrical Power System* by using *Direct Energy Transfer* (DET). In DET method the electrical energy from *multicrystalline* solar cell will be transferred directly to the other subsystem by passing the distribution unit and the electrical energy will be storage in to lithium polymer battery. The prototype of EPS use microcontroller ATmega8535 to control the switch relay to choose power supply when the nanosatelit in light time condition or eclipse time condition.

From the testing system EPS can work, the system can process of charge and discharge battery with load or without load, the load range from 0.32 watt until 6.18 watts. By using *multicrystalline* solar cell is only able to charging up to a load of 0.8 watt with time 214 minutes. And to discharge battery with load, the battery is able to supply a load up to 6.1 watts for 6 minutes.

**Keyword** — EPS, nanosatelit, power control, battery, solar cell

#### **1. Pendahuluan**

Perkembangan teknologi satelit begitu cepat. Saat ini Telkom University berencana membangun sistem komunikasi satelit berukuran nano yaitu nanosatelit *TEL-U SAT*. Nanosatelit yang dirancang akan mengorbit pada *LEO* (*Low Earth Orbit*) sekitar 600-1.000 km diatas permukaan bumi. *Electrical Power System* (EPS) merupakan bagian subsistem dari sistem satelit yang bertugas menghasilkan, menyimpan, dan mendistribusikan power selama misi satelit berlangsung. *Electrical Power System* memegang peran penting karena unit-unit lain sangatlah bergantung pada *Electrical Power System* ini. Jika *Electrical Power System* ini mengalami kegagalan maka seluruh unit lainnya juga akan mengalami gangguan.

Pada penelitian ini, akan dirancang dan direalisasikan sebuah prototype *Electrical Power System* untuk nanosatelit yang menggunakan solar cell *multicrystalline* dengan tegangan output 5.5 volt dan arus output 360 mA dengan efisiensi 16% sebagai *power source*, baterai lithium polymer dengan tegangan 11.1 volt dan kapasitas arus 2000 mAh sebagai *energy storage*, dan mikrokontroler ATmega8535 yang mempunyai tugas untuk mengontrol sistem kerja pada EPS. Sistem EPS ini dirancang untuk memenuhi kebutuhan akan energi listrik pada nanosatelit supaya subsistem pada nanosatelit dapat berfungsi sehingga misi dari nanosatelit dapat

tercapai. Untuk unit distribusinya dalam tugas akhir ini tidak digunakan switch sehingga skenario pengujian pengaktifan awal subsistem seperti OBDH, TTC, ADCS dan RSPL tidak bisa dilakukan.

**2. Landasan Teori**

Untuk menentukan besarnya energi yang dihasilkan oleh solar cell yang ada disetiap sisinya dapat dilakukan dengan menggunakan rumus [2].

$$(1)$$

Dengan  $P$  adalah output dari solar cell (watt),  $\eta$  adalah efisiensi solar cell,  $I$  adalah radiasi cahaya matahari ( $1335 \text{ watt/m}^2$ ),  $A$  adalah luas area solar cell, dan  $\theta$  adalah sudut datang cahaya matahari [2]. Untuk memperkirakan siklus hidup baterai dapat digunakan persamaan sebagai berikut [2].

$$(2)$$

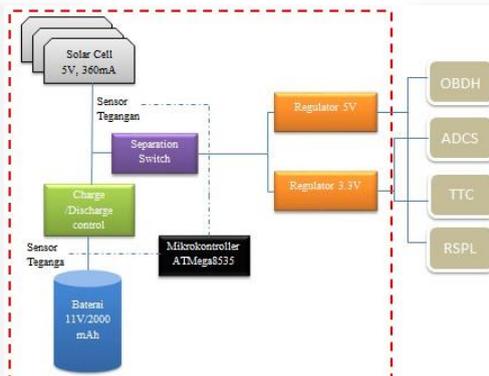
Dimana  $n$  merupakan jumlah berapa kali satelit berevolusi di orbitnya,  $t$  adalah waktu dalam satu tahun (menit),  $T$  adalah periode satelit di orbit, dan  $H$  adalah estimasi umur satelit. Dan untuk menghitung minimum siklus hidup yang dibutuhkan baterai dapat dilakukan dengan menggunakan persamaan sebagai berikut [2].

$$(3)$$

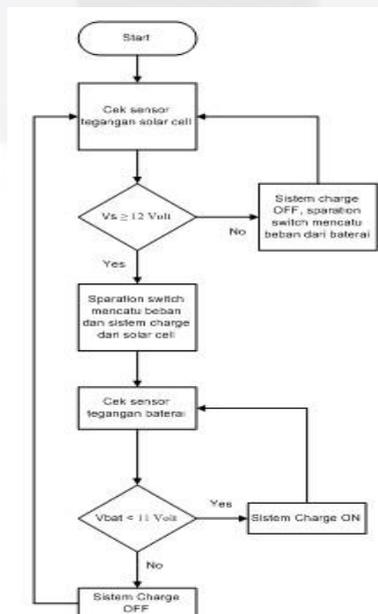
Di mana  $C$  adalah siklus hidup baterai,  $n$  adalah jumlah revolusi satelit di orbit,  $DoD$  adalah *Deep of Discharge* yaitu persentase maksimum penggunaan baterai,  $Dchrg$  adalah penurunan baterai ketika terisi penuh,  $Dmax$  adalah penurunan maksimum dari baterai.

**3. Model Sistem**

Berikut merupakan blok diagram sistem EPS yang pada tugas akhir ini sistem difokuskan pada blok sistem yang berada didalam kotak dan flowchart sistem EPS.



Gambar 1. Blok Diagram *Electrical Power System*



Gambar 2. Flowchart Sistem EPS

Sistem EPS berfungsi untuk melakukan *charge/discharge* baterai serta distribusi ke subsistem lain. Jika tegangan output solar cell lebih dari sama dengan 12 volt maka sistem EPS menentukan sumber catuan berasal dari solar cell, tetapi jika output solar cell kurang dari 12 volt maka sistem EPS menentukan sumber berasal dari baterai.

### 3.1 Spesifikasi EPS

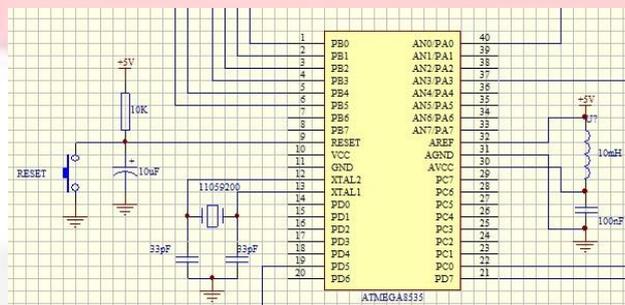
Berdasarkan dari power budget yang dirancang yaitu maksimal arus 584.85 mA dan daya total sebesar 2788.06 mW maka spesifikasi dari sistem EPS yg akan dibuat adalah sebagai berikut :

1. Tegangan output solar array :  $\pm 16$  volt
2. Arus output max solar array :  $\pm 360$  mA
3. Tegangan output baterai : 11.1 volt
4. Kapasitas arus baterai : 2000 mAh
5. Output sistem catu daya 1 : 5 volt
6. Output sistem catu daya 2 : 3.3 volt
7. PCB board : 10 cm x 10 cm

### 3.2 Tahap Perancangan

#### 3.2.1 Perancangan Sistem Minimum ATMEGA8535

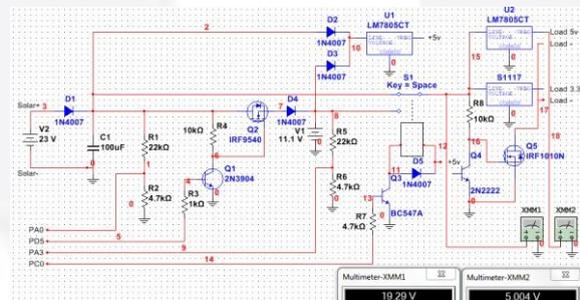
Perancangan sistem minimum dilakukan sesuai dengan ketentuan dari mikrokontroler yang yang digunakan.



Gambar 3. Schematic Sistem Minimum ATMEGA8535

#### 3.2.2 Perancangan Sistem EPS

Perancangan sistem EPS terlebih dahulu dilakukan dengan menggunakan software multisim dan dilakukan optimasi.

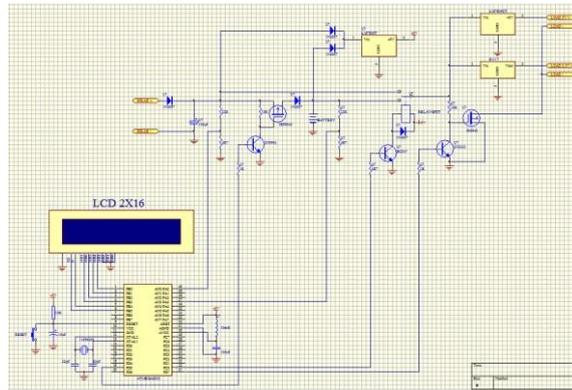


Gambar 4. Perancangan dan Optimasi Sistem EPS dengan Software Multisim

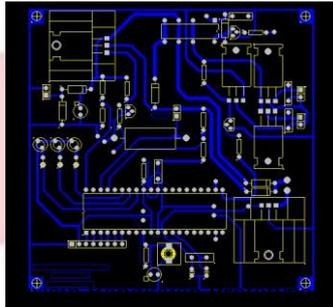
Dari gambar 4 dapat dilihat bahwa rangkaian pembagi tegangan, rangkaian charge/discharge dan rangkaian switch relay akan terhubung oleh pin dalam mikrokontroler yaitu pin PA0, PD5, PA3 dan PC0 yang nantinya mikrokontroler akan bertugas untuk mengontrol sistem EPS. Dari perancangan dan optimasi didapatkan hasil yang sudah sesuai dengan harapan penulis sehingga langkah selanjutnya dapat dilakukan.

#### 3.2.3 Desain Prototype Sistem EPS

Setelah dilakukan optimasi dan didapatkan hasil yang sesuai dengan harapan, tahap selanjutnya adalah melakukan desain *prototyping*.



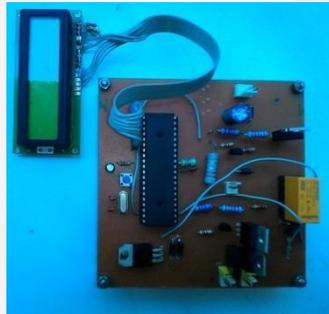
Gambar 5. Desain Rangkaian Prototype Sistem EPS Menggunakan Protel



Gambar 6. Rangkaian Raster PCB EPS .Pcbdoc

### 3.3 Tahap Realisasi

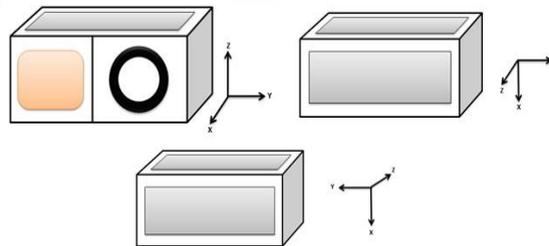
Setelah dilakukan perancangandan simulasi menggunakan software multisim, dan protel maka selanjutnya tahap realisasi. Realisasi sistem EPS setelah dilakukan desain pada Protel. Bahan yang digunakan adalah FR4 dengan dimensi 10 cm x 10 cm x 0.2 cm.



Gambar 7. Realisasi Sistem *Electrical Power System* (EPS)

### 3.4 Perancangan Tata Letak Solar Cell

Tata letak solar cell berada pada 3 sisi dari nanosatelit yang berbentuk cube.



Gambar 8. Perancangan Tata Letak Solar Cell ( Body-mounted).

Dengan menggunakan persamaan (1) didapatkan total power yang dihasilkan :

$$P_1 = 43.2\% \times 0.16 \times 1353 \times 0.0144 \times \cos 0^\circ$$

$$= 1.3 \text{ watt}$$

$$P_2 = 43.2\% \times 0.16 \times 1353 \times 0.0144 \times \cos 45^\circ$$

$$= 0.9 \text{ watt}$$

Jadi daya output yang dapat dihasilkan dari solar cell ketika cahaya tepat mengenai satu sisi adalah sebesar 1.3 watt, sedangkn jika matahari mengenai sudut siku dari nanosatelit maka daya yang dihasilkan sebesar 0.9 watt.

#### 4. Verifikasi Hasil Pengukuran, Pengujian dan Analisa

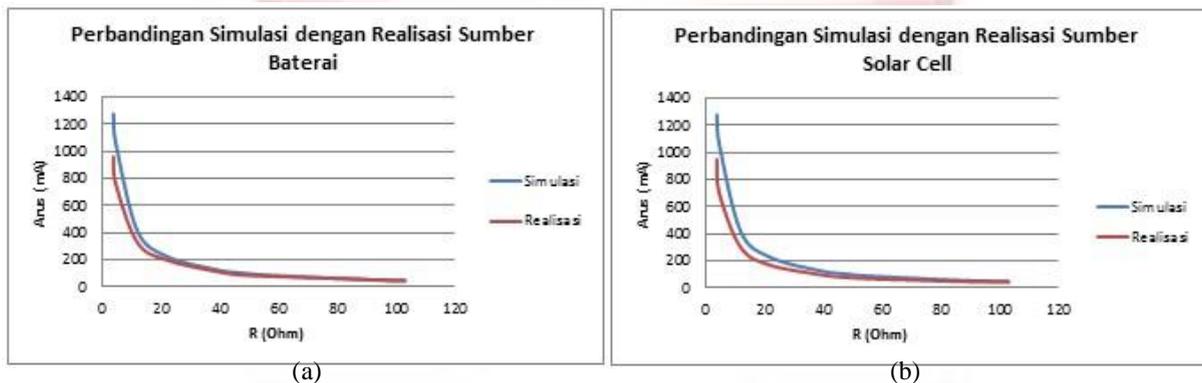
##### 4.1 Pengukuran Masa Sistem EPS

Tabel 1. Hasil Pengukuran Massa Sistem EPS

No	Komponen	Massa (gr)
1.	Solar Cell	200
2.	Baterai	125
3.	Sistem EPS	100
<b>Total</b>		<b>425</b>

Dari hasil pengukuran tersebut dapat diketahui bahwa massa total dari sistem EPS adalah sebesar 425 gr sama dengan 0.425 kg. Jika dibandingkan dengan massa maksimal syarat dari nanosatelit, sistem EPS ini hanya memakan massa sebesar 0.425 kg dari total massa yang ditentukan yaitu 10kg. Sehingga masih ada sisa untuk subsistem yang lain sebesar 9.675 kg.

##### 4.2 Perbandingan Hasil Simulasi dengan Hasil Realisasi



Gambar 9. (a) Grafik Perbandingan Optimum Sistem EPS Hasil Simulasi dan Pengukuran Langsung dengan Catuan Baterai 11.1 Volt di Output 5 Volt, (b) Grafik Perbandingan Optimum Sistem EPS Hasil Simulasi dan Pengukuran Langsung dengan Catuan Solar Cell di Output 5 Volt

Berdasarkan hasil perbandingan antara hasil simulasi dengan hasil realisasi pada gambar 9. (a) dan Gambar 9. (b), didapatkan hasil yang tidak jauh beda antara simulasi dengan realisasi.

##### 4.3 Pengujian Pengisian Baterai Tanpa Beban

Tabel 2. Hasil Pengujian Pengisian Baterai Tanpa Beban

No	Pukul	V. Bat (Volt)	I. Bat (mA)	V. Solarcell (Volt)	I. Solarcell (mA)
1.	10.11	5.5	100	16.2	120
2.	10.28	7.9	150	16.2	120
3.	10.50	9.5	220	16.2	200
4.	11.00	10	300	16.2	210
5.	11.20	11.1	360	16.2	200

Dari tabel 2 didapatkan hasil bahwa baterai akan terisi penuh dalam kondisi tanpa beban selama 69 menit dengan tegangan dari solar cell sebesar 16.2 volt dan arus solar cell yang fluktuatif. Jika arus yang dihasilkan oleh solar cell besar maka pengisian baterai akan lebih cepat dan tegangan solar cell harus lebih besar dari tegangan baterai supaya bisa melakukan proses pengisian.

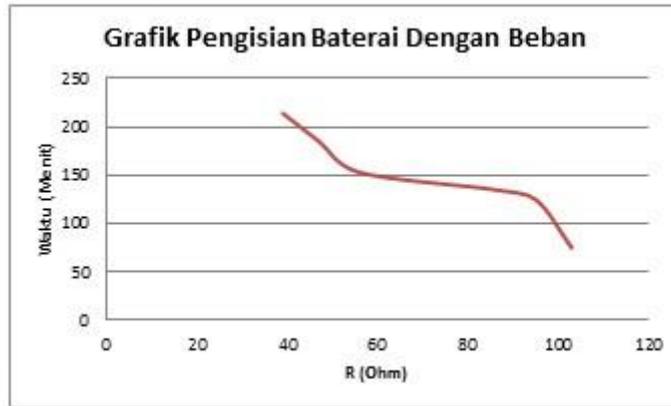
##### 4.4 Pengujian Pengosongan Baterai Tanpa Beban

Tabel 3. Hasil Pengujian Pengosongan Baterai Tanpa Beban

No	Pukul	V. Bat (Volt)	I. Bat (mA)	V. Solarcell (Volt)	Keterangan
1.	05.50	11.1	75	0.5	
2.	08.16	9.5	72	4.4	
3.	09.16	7.5	60	6.3	Baterai Low
4.	09.27	6	52	6.1	LCD off sistem mulai menurun
5.	09.48	5.8	20		Relay mulai off

Berdasarkan tabel 4.5 dapat diketahui bahwa baterai dapat mengaktifkan sistem EPS tanpa adanya beban selama 238 menit. Pada menit ke 206 baterai akan terdeteksi low dengan tegangan baterai kurang dari 8 volt.

#### 4.5 Pengujian Pengisian Baterai dengan Beban



Gambar 10. Grafik Hasil Pengujian Pengisian Baterai dengan Beban

Dari gambar 4.6 grafik pengisian baterai dengan beban dapat diketahui bahwa semakin kecil nilai tahanan maka semakin lama waktu pengisian baterai. Hal ini disebabkan karena saat tahanan kecil akan membutuhkan arus lebih besar.

#### 4.6 Pengujian Pengosongan Baterai dengan Beban



Gambar 11. Grafik Hasil Pengujian Pengosongan Baterai dengan Beban

Dari gambar 4.8 grafik pengujian pengosongan baterai dengan beban diatas dapat kita ketahui bahwa beban diatas dapat kita ketahui bahwa semakin kecil nilai tahanannya maka baterai akan cepat habis. Hal ini disebabkan karena dengan beban yang kecil maka arus yang akan dialirkan dari baterai akan lebih besar dibanding dengan yang tahanannya besar.

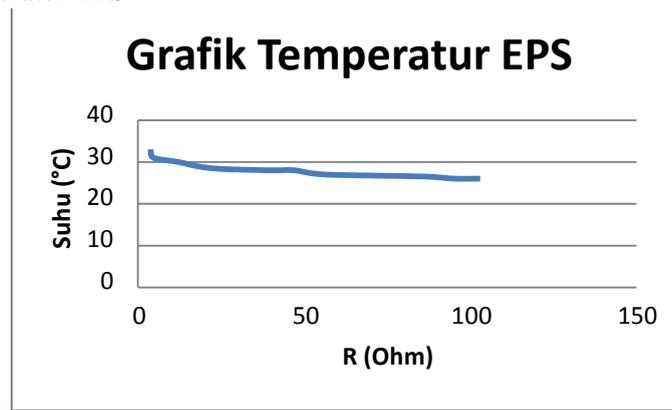
#### 4.7 Pengujian Relay

Tabel 4. Hasil Pengujian Relay

No	R (Ohm)	V.out 1 (V)	I.out 1 (mA)	V.out 2 (V)	I.out 2 (mA)	I.Solar (mA)	V.Solar (V)	I.Bat (mA)	V.Bat (V)
1.	103	5	45	3.3	30	115	15.5	0	11.1
2.	95	5	45	3.3	35	125	16	0	11.1
3.	86	5	50	3.3	40	130	16.2	0	11.1
4.	56	5	70	3.3	50	180	15	0	11.1
5.	47	5	80	3.3	70	200	15	0	11.1
6.	39	5	100	3.3	80	220	16.2	0	11.1
7.	22	5	170	3.3	120	150	16	210	11
8.	12	5	300	3.3	180	200	16.2	340	9
9.	4.7	5	720	3.3	300	200	16.2	880	9
10.	3.9	5	950	3.3	410	250	17	1280	8.1

Dari hasil pengujian diatas dapat kita ketahui pada tahanan 103, 95, 86, 56, 47 dan 39 Ohm saat baterai penuh dan solar cell mendapatkan cahaya matahari maka relay akan menyambungkan ke solar cell sebagai sumber catu dayanya dan tidak ada arus yang mengalir dari baterai. Tetapi pada tahanan 22, 12, 4.7 dan 3.9 Ohm solar cell tidak mampu menyuplai beban karena spesifikasi dari solar cell yang rendah, sehingga baterai ikut menyuplai beban dan terjadi aliran arus dari baterai.

4.8 Pengukuran Temperatur EPS



Gambar 12. Grafik Pengukuran Temperatur EPS

Semakin besar beban yang dipasang maka suhu yang dihasilkan akan semakin tinggi pula, untuk mengantisipasi suhu yang terlalu tinggi didalam sistem perlu diberikan heatsink untuk mengurangi suhu yang berlebih.

4.8 Analisi Konsumsi Power

4.8.1 Perkiraan *Eclipse Time* dan *Light Time*

Untuk memperkirakan *eclipse time* dan *light time* dapat digunakan persamaan berikut [18]:

$$\begin{aligned}
 & \left( \frac{R}{R_{max}} \right) \times \dots \\
 & = 25.69^\circ
 \end{aligned}$$

Berdasarkan dari perhitungan diatas dengan menggunakan orbit Polar Sun-Synchronous didapatkan prosentase *light time* lebih lama dibandingkan *eclipse time*. Untuk mengubahnya dalam satuan waktu dapat digunakan menggunakan perhitungan prosentase yang didapat dikalikan dengan periode orbit. Periode orbit didapatkan dari simulasi dengan software STK (Satellite Tool Kit) dan bisa juga dengan perhitungan sebagai berikut :

$$\begin{aligned}
 & \sqrt{\dots} \\
 \alpha & = 700000 \text{ m} + 6371000 \text{ m} \\
 & = 3.986 \times 10^{14} \\
 & \sqrt{\dots}
 \end{aligned}$$

*Light Time* = 65% x Periode Orbit → = 65% x 5917.42 s = 3846.323 s = 64 menit

*Eclipse Time* = 35% x Periode Orbit → = 35% x 5917.42 s = 2071.097 s = 34 menit

Berdasarkan dari perkiraan *eclipse time* dan *light time* tersebut selanjutnya dilakukan pencocokan dengan hasil pengukuran, jika *light time* selama 64 menit dengan beban 0.324 watt (tahanan 103ohm di output 5 volt dan 3.3 volt) baterai tidak dapat terisi penuh. Jika *eclipse time* selama 34 menit baterai mampu bertahan selama 44 menit dengan beban sebesar 0.6 watt (tahanan 56 ohm di output 5 volt dan 3.3 volt). Hasil yang didapat belum bisa memenuhi power budget dikarenakan spesifikasi solar cell yang memiliki efisiensi rendah untuk sistemnya sudah bisa berjalan sesuai harapan.

4.8.2 Perkiraan Umur Satelit

Perkiraan umur satelit dapat dilakukan dengan melihat life cycle dari baterai yang digunakan, pada tugas akhir ini digunakan baterai lithium polymer yang memiliki life cycle sebesar 500 kali [5]. Selanjutnya untuk mengetahui umur satelit dapat diketahui dengan perhitungan menggunakan persamaan (2.7) dan (2.8) dengan C sebesar 500, asumsi DoD = 40%, Dchrg = 20%, Dmax = 50% [2].

Dari perhitungan diatas didapatkan terlebih dahulu revolusi dari nanosatelit sebesar 3125 kali. Dari hasil revolusi nanosatelit kemudian dapat dicari umur nanosatelit dengan perhitungan sebagai berikut.

Jadi dengan baterai yang digunakan pada tugas akhir ini dengan life cycle 500 kali nanosatelit mampu bertahan 0.59 tahun atau sekitar 6 bulan.

#### 4.8.3 Keberhasilan Sistem EPS

Analisis keberhasilan dilakukan mulai dari peluncuran saat nanosatelit berhasil berada didalam orbitnya. Dengan menggunakan sistem prototype EPS ini jika menggunakan solar cell yang digunakan pada tugas akhir ini untuk proses charge dan distribusi subsistem maka hanya OBDH yang dapat aktif, akan tetapi jika menggunakan baterai dengan keadaan penuh maka kebutuhan power budget dapat terpenuhi, sehingga seluruh subsistem OBDH, TTC, ADCS dan RSPL dapat aktif akan tetapi waktu aktifnya tidak akan lama.

Untuk solusi yang dapat dilakukan supaya solar cell bisa menyuplai beban dan juga melakukan charging baterai adalah dengan mengganti solar cell dengan solar cell yang memiliki spesifikasi lebih baik.

### 5. Kesimpulan

Kesimpulan yang dapat diambil dari seluruh proses perancangan dan realisasi *Electrical Power System*, adalah sebagai berikut.

1. Sistem EPS yang dibuat sudah bekerja akan tetapi masih belum sempurna.
2. Untuk pengosongan baterai tanpa adanya beban, baterai mampu bertahan selama 238 menit.
3. Pengisian baterai sampai dengan full tanpa adanya beban dapat dilakukan selama 69 menit.
4. Pengosongan baterai dapat dilakukan sampai dengan beban 6 watt dengan tahanan 3.9 ohm dimasing-masing keluaran 5 volt dan 3.3 volt. Semakin besar beban maka waktu pengosongan baterai semakin cepat.
5. Pengisian baterai sampai kondisi full hanya dapat dilakukan sampai beban 0.8 watt dengan tahanan 39 ohm. Pada tahanan 3.9 ohm sampai dengan 22 ohm solar cell sudah tidak dapat melakukan charging dan menyuplai beban dikarenakan spec dan efisiensi dari solar cell yang rendah sehingga untuk menyuplai beban dan charging tidak cukup yang mengakibatkan proses discharging pada baterai.
6. Dari pengujian relay didapatkan kesimpulan bahwa switch relay sudah dapat bekerja dengan baik, saat power solar cell tinggi dan baterai penuh maka sumber yang digunakan berasal dari solar cell tetapi saat power solar cell tidak cukup untuk menyuplai beban maka sumber yang akan digunakan adalah baterai.
7. *Ligh time* selama 64 menit dengan beban 0.324 watt (tahanan 103ohm di output 5 volt dan 3.3 volt) baterai tidak dapat terisi penuh. Jika *eclipse time* selama 34 menit, baterai mampu bertahan selama 44 menit dengan beban sebesar 0.6 watt (tahanan 56 ohm di output 5 volt dan 3.3 volt)
8. Dari pengukuran temperatur didapatkan hasil bahwa semakin besar beban yang dipasang ke sistem distribusi EPS maka sistem EPS akan menghasilkan panas yang berlebih.
9. Dengan menggunakan baterai yang digunakan dalam tugas akhir ini maka umur satelit dapat diperkirakan selama 0.58 tahun atau sama dengan 6 bulan.

#### Daftar Pustaka :

- [1] Aldino, Bakhtiar. *Purwarupa Power Control Pada Electronic Power System*. IJEIS. 2012
- [2] Arba'i, Yusuf, *Bench Model Design of The Electrical Power System for Inusat-1 NanoSatellite*. Jakarta : IEEE, 2012
- [3] Arbai Y, Gunawan SP, –Analysis of the Life Time for the Inusat-1Satellite Based on Battery Cycle, translation of Analisis Life Time Satelit InNusat-1 Berdasarkan Cycle Baterail, ISCOS, Surabaya, 17 Desember 2011, pp 135 – 137.
- [4] Burt, Robert. *Distributed Electrical Power Systems In Cubesat Applications*. 2011.
- [5] Datta, Lakshya Vaibhav. *Introduction to Nanosatellite Technology and Components*. s.l. : Lambert.
- [6] Edwar. *Implementasi dan Analisis Imaging Payload Nanosatellite Untuk Monitoring Deforestasi Pada Hutan Indonesia*. Institut Teknologi Telkom 2011.
- [7] OREDSSON, MARTIN. *Electrical Power System for the CubeSTAR Nanosatellite*. 2010.
- [8] Peter Fortescue, John Stark, Graham Swinerd. *Spacecraft Systems Engineering*. England : John Wiley & Sons Ltd, 2004.
- [9] Prof.-Dr. Jürgen Garcke, Dr.-Ing. Andreas Jossen, Center for Solar Energy and Hydrogen Research. Battery Management System (BMS) for Increasing Battery Life Time.
- [10] THIRION, Pierre. *Design and Implementation of On-board Electrical Power Supply of Student Nanosatellite OUFTE-1 of University of Liège*. 2009.