

## Purwarupa *Power Control* Pada *Electronic Power System* untuk Monitoring Proses Charging/Discharging Baterai

**Bakhtiar Aldino Ardi S.**

Lab. Keilmuan Elektronika dan Instrumentasi, FMIPA UGM

e-mail: [b.aldino.as@ugm.ac.id](mailto:b.aldino.as@ugm.ac.id)

### **Abstrak**

*Nanosatelit adalah salah satu jenis satelit yang memiliki berat kurang dari 10 kg. Sistem utama nanosatelit dapat dibagi menjadi beberapa subsistem yaitu payload, attitude determination and control system (ADCS), On-Board Data-Handling/On-Board Computer (OBDH/OBC), Ground Station dan Electronic Power System (EPS). Sistem power utama pada nanosatelit ini dikendalikan sepenuhnya oleh EPS. EPS memegang peranan 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. Oleh karena itu, sebelum nanosatelit diluncurkan ke luar angkasa, maka perlu diadakan beberapa riset untuk keperluan ground testing dengan cara menguji semua sub-sistem dari nanosatelit yang dibangun termasuk kinerja charging/discharging pada baterai yang digunakan.*

*Dalam penelitian ini akan dirancang dan dibangun purwarupa power control dari EPS untuk nanosatelit untuk memonitoring kinerja baterai dengan memantau arus dan tegangan dalam proses charging dan discharging.*

**Kata kunci**— *nanosatelit, power control, electronic power system (EPS), charging/discharging baterai*

### **Abstract**

*Nanosatelit is one type of satellite that weighs less than 10 kg. Nanosatelit main system can be divided into several subsystems, namely payload, attitude determination and control system (ADCS), On-Board Computer Data-Handling/On-Board (OBDH / OBC), Ground Station and Electronic Power System (EPS). The main power system at this nanosatelit controlled entirely by the EPS. EPS plays an important role for other units is dependent on the Electrical Power System of this. If the Electrical Power System is a failure then all the other units will also experience a disturbance. Therefore, before nanosatelit launched into space, we need to hold a testing ground for research by examining all sub-systems of nanosatelit built including the performance of charging / discharging of the battery used. In this study will be designed and built prototypes for power control of EPS nanosatelit for monitoring the performance of the battery by monitoring the current and voltage in the process of charging and discharging.*

**Keywords**— *nanosatelit, power control, electronic power system (EPS), charging / discharging the battery*

## 1. PENDAHULUAN

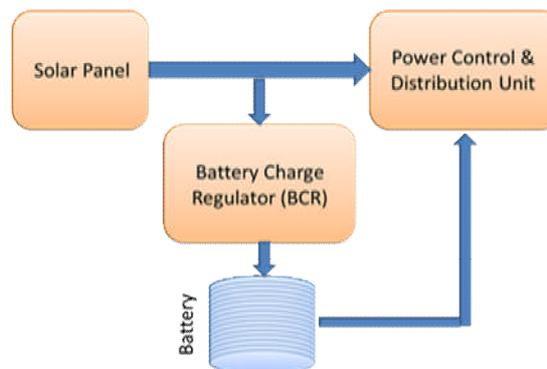
**N**anosatelit adalah satu jenis satelit yang memiliki berat dibawah 10 kg. Teknologi di bidang *nanosatelit* khususnya di Indonesia dipelopori pertama kali oleh INSPIRE (*Indonesian Nano-Satellite Platform Initiative for Research & Education*) sebagai suatu wadah nir-laba yang bertujuan untuk membangun & mengembangkan platform teknologi satelit (satelit-nano khususnya) di kalangan perguruan tinggi di Indonesia [6]. Dengan adanya INSPIRE ini, riset mengenai teknologi persatelitan khususnya *nanosatelit* mulai gencar dilakukan. Struktur *nanosatelit* yang dikembangkan oleh INSPIRE ini mengikuti bentuk *cubesat*.

Secara umum, komponen penyusun *nanosatelit* dapat dibagi menjadi beberapa subsistem antara lain: subsistem *payload* yang menjalankan fungsi komunikasi, *Attitude Determination and Control System* (ADCS) untuk mengendalikan sikap satelit seperti arah satelit, *On-Board Data Handling/On-Board Computer* (OBDH/OBC) sebagai unit pemrosesan data yang diterima dari masing-masing subsistem, *Ground Station* sebagai unit yang digunakan untuk menerima data telemetri dari satelit dan mengirimkan telecommand ke satelit di permukaan bumi, dan subsistem yang terakhir adalah *Electrical Power System* (EPS).

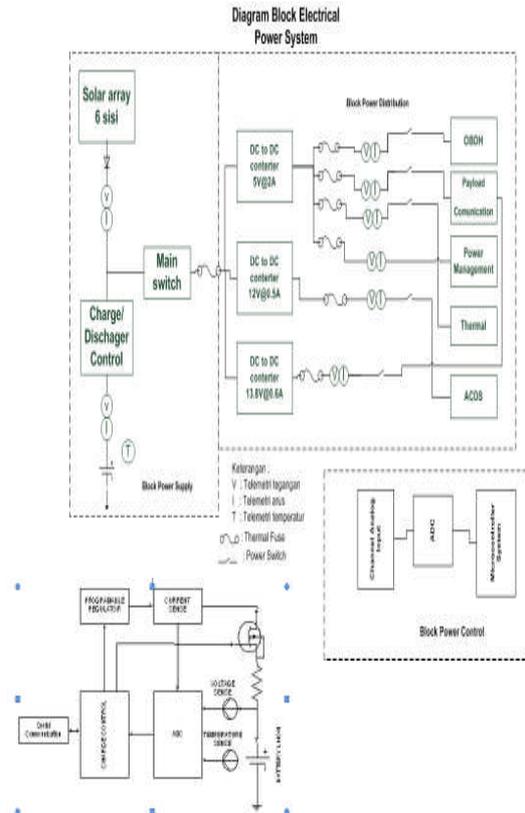
*Electrical Power System* (EPS) merupakan bagian dari sistem satelit yang bertugas menghasilkan, menyimpan, dan mendistribusikan listrik selama misi satelit berlangsung. Secara umum EPS terdiri dari tiga bagian utama yaitu *power source*, *energy storage system*, dan *power control and distribution system*. *Electrical Power System* memegang peranan 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. *Power source* adalah sesuatu yang dapat menghasilkan energi listrik seperti *solar cell*, *static power source*, *dynamic power source*, dan *fuell cell*. Sedangkan *energy storage system* adalah baterai yang bertugas menyimpan kelebihan energi listrik dari *solar cell*. Dan yang terakhir adalah *power control distribution system* yang bertugas mengkonversi tegangan bus menjadi tegangan tertentu sesuai kebutuhan subsistem dan mengontrol *charge/discharge* baterai.

## 2. TINJAUAN PUSTAKA

Dalam buku *Book of Indonesian Nano Satellite-1* [7] disebutkan bahwa sistem perancangan EPS secara umum pada INASAT ditunjukkan oleh gambar 1.



Gambar 1. Sistem EPS secara umum [7]



Gambar 2. Charge/Discharge Control [7]

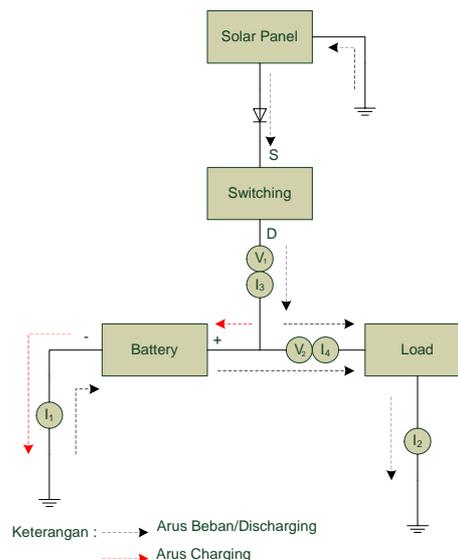
Menurut Yusuf Arba'i [1], secara umum fungsi *Electrical Power System* adalah untuk mengatur distribusi daya dari solar panel ke subsistem lain seperti OBC/OBDH, *Payload Communication*, ADCS dan jika ada sisa daya maka digunakan untuk *charging* baterai. Dari block sistem terlihat bahwa daya yang dihasilkan oleh *solar array* dideteksi/disensing tegangan dan arus yang dihasilkan sehingga dapat diketahui daya yang dihasilkan. Kemudian jika daya tersebut lumayan besar maka sebagian daya digunakan untuk *charging* baterai Li-ion melalui *Charge/Discharge Control*. Dari gambar 2 terlihat ada simbol diode (*rectifier*) yang berfungsi mencegah aliran balik dari baterai pada saat tegangan *solar array drop* karena tidak adanya sinar matahari yang menyinari permukaan *solar array*. *Solar array*, baterai, dan *charge/discharge control* terangkum dalam *block power supply*. Pada saat satelit hendak diluncurkan maka seluruh sistem harus dalam keadaan mati dan mulai dihidupkan pada saat satelit mengorbit (satelit terlepas dari roket pembawanya) untuk itu pada *block power supply* terdapat *main switch*.

Pada block *Power Distribution* terdiri dari *DC to DC converter* yang berfungsi meregulasi tegangan yang berasal dari *solar array* atau baterai agar sesuai dengan spesifikasi dari tegangan catu masing-masing subsistem. Untuk subsistem yang didalamnya menggunakan *digital controller* seperti OBDH dan *Payload communication* biasanya membutuhkan tegangan catu sebesar 5 volt atau 3,7 volt sedangkan untuk subsistem yang didalamnya menggunakan *mechanical* seperti ADCS biasanya menggunakan catudaya 12 volt atau 15 volt. Pada gambar 2, block *Power Distribution* ujung-ujung port yang terhubung ke subsistem lain terdapat simbol *thermal fuse* dan simbol *power switch*. *Thermal fuse* digunakan untuk membatasi arus yang dikonsumsi oleh masing-masing subsistem OBC/OBDH, *Payload Communication*, ADCS sedangkan *power switch* digunakan untuk memilih subsistem mana saja yang akan dihidupkan atau dimatikan. *Power switch* sangat berperan untuk meningkatkan efisiensi penggunaan daya karena ketika satelit diluar jangkauan kendali dari *Ground Station* maka tidak semua subsistem dihidupkan.

Seluruh blok dari subsistem *Electrical Power System* baik itu blok *Charge/Discharge Controller* ataupun blok *Power Distribution* untuk kendalinya sepenuhnya oleh blok *Power Control* yang didalamnya telah terintegrasi dengan *I2C* yang terhubung ke OBC. *I2C* ini berfungsi untuk mengirimkan hasil telemetri mengenai temperature, arus, tegangan, status baterai, dll. Selain itu *I2C* juga dapat berfungsi sebagai saluran jika ada *command* dari OBC/OBDH ke blok *Power Control* [2].

Untuk menyimpan kelebihan energi listrik yang dihasilkan oleh solar cell, pada umumnya *energy storage* yang digunakan adalah baterai. Baterai merupakan sumber tegangan listrik yang desain untuk keperluan mobilitas. Baterai terdiri dari berbagai jenis dan masing-masing mempunyai karakteristik yang berbeda-beda. Besarnya tegangan dan kapasitas baterai sangatlah beragam.

Baterai yang dibuat oleh *clayde space* tersebut ternyata telah lulus uji untuk digunakan di luar angkasa[5]. Tetapi dalam riset ini, jenis baterai yang digunakan berbeda dengan yang telah disebutkan sebelumnya. Adapun jenis baterai yang akan digunakan yaitu NiMH untuk menggantikan *battery Lithium Polymer* tersebut. Baterai NiMH ini, akan peneliti uji tingkat performa *charging/discharging*-nya dengan menggunakan parameter yaitu suhu, arus dan tegangan saat *charging/discharging*, dimana data tersebut secara terus menerus akan dikirim ke komputer untuk keperluan monitoring. Hal ini peneliti lakukan untuk menyimulasikan cara kerja dari suatu purwarupa *power control* dari suatu EPS untuk keperluan *Ground Testing*. Selain itu, berdasarkan tinjauan pustaka Gambar 2 di atas, peneliti akan mencoba modifikasi bagian *power control* dari EPS untuk memonitor proses *charging/discharging*. Blok diagram dari aliran arus pada bagian *power control* yang dimodifikasi ditunjukkan oleh Gambar 3.



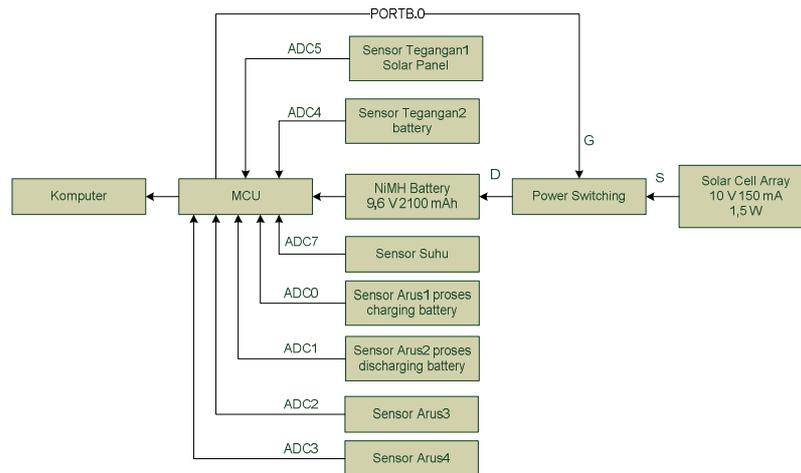
Gambar 3. Diagram Aliran Arus

Untuk keperluan monitoring proses *charging/discharging* pada baterai, peneliti menggunakan 4 buah sensor arus disimbolkan dengan (I) dan 2 buah sensor tegangan disimbolkan dengan (V) seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.

### 3. PERANCANGAN SISTEM

#### 3.1 Perancangan Perangkat Keras (Hardware)

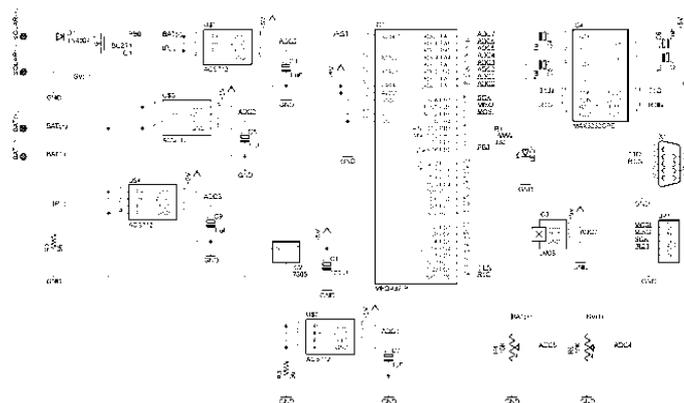
Adapun blok diagram sistem purwarupa *power control* dari Electronic Power System (EPS) untuk memonitor proses charging dan discharging yaitu ditunjukkan oleh Gambar 4.



Gambar 4. Blok Diagram Sistem

Purwarupa *power control* dari EPS ini dibuat dengan mengacu beberapa referensi dari Kozitsky [4], dan Guckenberger, et all [3], sehingga diperoleh modifikasi sistem untuk memonitor proses *charging/discharging* baterai pada modul EPS.

EPS ini seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 5, didesain menggunakan ATMEGA32 sebagai MCU. Power Switching yang digunakan menggunakan BUZ71 N-channel MOSFET yang digunakan untuk switching ON / OFF diantara *solar cell array* dan baterai yang dikendalikan oleh sebuah pin dari mikrokontroler. Solar Cell yang digunakan merupakan keluaran dari SINONAR SC-7055 yang tiap cell-nya memiliki output 10 V 30 mA. Baterai yang digunakan yaitu 9,6 V 2100 mAh jenis Nickel-metal hydride (NiMH) yang terdiri dari 8 baterai 1,2 V 2000 mAh yang disusun secara seri, keluaran Sony tipe NH-AA-B2KN. Supply listrik untuk sensor suhu LM35, sensor arus ACS712, dan mikrokontroler ATMEGA32 menggunakan sumber dari baterai NiMH yang sudah diregulasi menjadi 5 V oleh LM7805. ADC Converter pada ATMEGA32 hanya dapat menangani tegangan input maksimal 5 V. Oleh karena itu, agar dapat membaca tegangan baterai, maka digunakan rangkaian pembagi tegangan. Untuk memonitor proses charging dan discharging pada baterai digunakan skema ditunjukkan pada Gambar 5 berikut ini.



Gambar 5. Skematik Rangkaian *power control* EPS

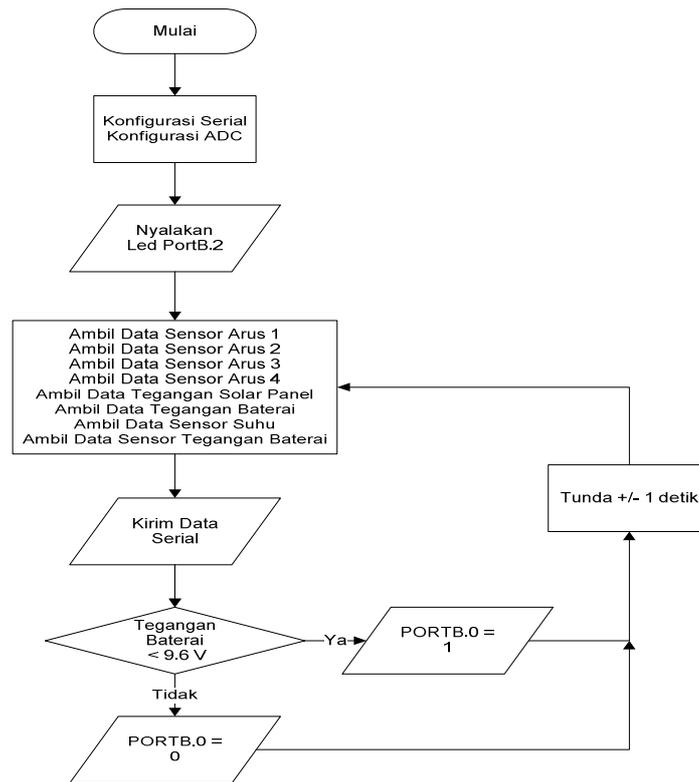
Dari rangkaian skematik Gambar 5 di atas, LM35 berfungsi untuk mengukur suhu baterai, dua sensor ACS712 yaitu U\$2 digunakan untuk mengukur arus saat baterai mengalami proses *discharging* oleh karena adanya beban, dan U\$1 digunakan untuk mengukur arus saat baterai mengalami proses *charging*, U\$3 digunakan untuk mengukur arus yang dihasilkan oleh *Solar Cell* dan U\$4 digunakan untuk mengukur arus yang mengalir ke regulator LM7805.

Tegangan dari baterai diukur melalui rangkaian pembagi tegangan komponen R4, sedangkan tegangan dari *Solar Cell* diukur melalui rangkaian pembagi tegangan komponen R5.

Data hasil pengukuran arus, tegangan dan suhu dari proses *monitoring charging/discharging* baterai dikirim ke komputer melalui komunikasi serial. Data ini kemudian akan dianalisis untuk menentukan tingkat performa suatu baterai yang mendapat sumber listrik dari *solar cell*, yang menjadi faktor penting dalam proses pengendalian distribusi listrik dalam modul EPS.

### 3.2 Perancangan Perangkat Lunak (Software)

Program utama dari penelitian ini ditunjukkan oleh flowchart Gambar 6 berikut ini.



Gambar 6. Flowchart Program Utama

Program utama yang ditunjukkan pada Gambar 6 di atas, diinisialisasi dengan konfigurasi ADC dan baud rate komunikasi serial. Kemudian dilanjutkan dengan menyalakan indikator lampu led pada PORTB.2. Indikator lampu tersebut menunjukkan bahwa mikrokontroler bekerja dan mendapat supply dari solar cell/baterai. Setelah itu, mikrokontroler menganbil data ADC dari sensor arus, sensor suhu dan sensor tegangan baterai, kemudian diolah sedemikian rupa sehingga menghasilkan pengukuran yang sebenarnya. Setelah semua data dari masing-masing sensor dikonversi maka data tersebut dikirimkan melalui komunikasi serial. Setelah dikirimkan, terdapat proses pengecekan tegangan baterai, dimana bila tegangan baterai kurang dari 11 V, maka PORTB.0 akan mengendalikan gate BUZ71 untuk menyuplai sumber listrik dari solar cell ke baterai. Bila tegangan baterai lebih dari 11 V, gate BUZ71 akan memutuskan sumber listrik dari solar cell ke baterai. Dan proses ini berlangsung secara terus menerus.

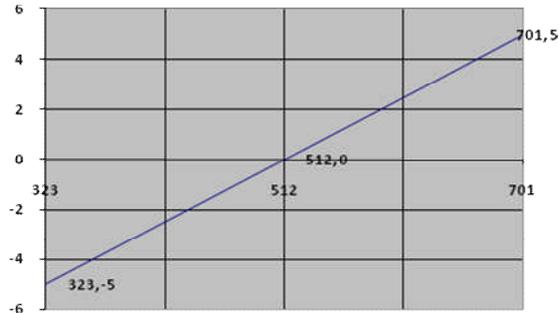
### 3.3 Perhitungan Konversi Tegangan ke Arus Sensor ACS712ELCTR-05B-T

Berdasarkan *datasheet* ACS712ELCTR-05B-T diketahui bahwa :

$0 \text{ A} = V_{cc}/2 = 2,5 \text{ V}$  atau setara dengan 512 dalam pengukuran ADC 10 bit, dengan sensitivitas pengukuran arus yaitu 185 mV/A.

Sehingga

Tegangan pada 5 V sebanding dengan  $2,5 \text{ V} + (185 \text{ mV/A} \times 5 \text{ A})$  sama dengan 3,425 V atau setara dengan 701,44 dalam pengukuran ADC 10 bit. Sedangkan Tegangan -5 V sebanding dengan  $2,5 \text{ V} - (185 \text{ mV/A} \times 5 \text{ A})$  sama dengan 1,575 V atau setara dengan 322,56 dalam pengukuran ADC 10 bit.



Gambar 7. Grafik Perhitungan ADC 10 vs ampere

Dari Gambar 7, dengan menggunakan persamaan linear didapat,

$$y = mx + c \dots (1)$$

$$m = (y_2 - y_1) / (x_2 - x_1) \dots (2)$$

Sehingga kita peroleh

$$M = (5 - 0) / (701 - 512) = 0,0265$$

Substitusikan m dalam persamaan (1) pada output 0 A, kita akan peroleh nilai c.

$$0 = 0,0265 * 512 + c$$

$$c = -13,568$$

Jadi persamaan akhir yang digunakan untuk menentukan arus pada sensor ACS712ELCTR-05B-T adalah :

$$A = 0,0265 * (\text{hitungan ADC 10 bit}) - 13,568$$

#### 4. HASIL PENELITIAN

##### 4.1 Pengujian Pengukuran Tegangan dan Arus Solar Cell

Berikut ini pengujian pengukuran tegangan dan arus dari *solar cell* yang dibuat, ditunjukkan oleh Gambar 8, Gambar 9, dan Gambar 10.



Gambar 8. Pengukuran Tegangan yang dihasilkan *Solar Cell* dengan cahaya lampu ruangan, terukur sebesar 5,73 V



Gambar 9. Pengukuran Tegangan *Solar Cell* di bawah cahaya matahari, terukur 11,37 V



Gambar 10. Pengukuran Arus Listrik yang dihasilkan *Solar Cell* di bawah cahaya matahari, terukur 102,8 mA

#### 4.2 Pengujian Sistem

Pengujian menghidupkan mikrokontroler dengan menggunakan sumber dari *solar cell* secara langsung dan baterai NiMH ditunjukkan oleh Gambar 11.



Gambar 11. Pengujian Sistem di bawah sinar matahari

Hasil pembacaan sensor dari komunikasi serial ditunjukkan Gambar 12.



```
COMS-PUTTY
Arus charging : 0.06
Arus discharging : 0.01
Arus solar cell : 0.11
Arus input regulator : 0.05
Tegangan solar cell : 11.13
Tegangan baterai : 10.55
Suhu baterai : 32

Arus charging : 0.58
Arus discharging : 0.01
Arus solar cell : 0.09
Arus input regulator : 0.04
Tegangan solar cell : 11.10
Tegangan baterai : 10.53
Suhu baterai : 32

Arus charging : 0.56
Arus discharging : 0.01
Arus solar cell : 0.09
Arus input regulator : 0.05
Tegangan solar cell : 11.15
Tegangan baterai : 10.50
Suhu baterai : 32

Arus charging : 0.06
```

Gambar 12. Hasil Pembacaan Sensor melalui Komunikasi Serial

#### 4.3 Batasan Sistem

Sistem yang dibuat oleh peneliti masih banyak kelemahan diantaranya penelitian yang dilakukan tidak memperhatikan interferensi jalur PCB yang dibuat, masih menggunakan komponen elektronika yang tingkat efisiensi daya listriknya masih tinggi (tidak *low power*), dan tidak *space proven*. Oleh karena itu, untuk pengembangan selanjutnya diperlukan peningkatan efisiensi dari sistem untuk memanfaatkan sumber listrik dari *solar cell* se-efektif mungkin dan memperkecil ukuran sistem. Hal tersebut dapat dilakukan dengan dua cara [3]. Cara yang pertama dengan membuat kontroler *charging* MPPT (*Maximum Power Point Tracking*) daripada menggunakan *switch ON/OFF* dalam penelitian ini. Dengan menggunakan kontroler MPPT dimungkinkan akan menjaga *supply* dari *solar cell* mencapai poin yang tertinggi pada kurva I-V dan secara efektif juga akan mensuplai 30 % lebih banyak *power supply* daripada mengandalkan *supply* dari baterai. Cara kedua yaitu dengan mengurangi konsumsi listrik dari sistem yang dibuat misalnya dengan mengurangi clock dari mikrokontroler, dan membuat MCU untuk *standby* atau masuk dalam *mode sleep* ketika dimalam hari.

## 5. KESIMPULAN

Purwarupa *power control* dari *Electronic Power System* (EPS) yang peneliti buat, didesain khusus untuk memonitor proses *charging/discharging* baterai NiMH. Informasi tegangan dan arus pada baterai dikirim ke komputer untuk memberi tahu pengguna mengenai seberapa besar daya yang digunakan. Purwarupa *power control* EPS ini menggunakan pengendali proses *charging* yang sangat sederhana, dengan menggunakan sumber tenaga matahari (*solar cell*). Pengendali *charger* baterai yang digunakan yaitu sebuah *switch on-off* yang sederhana dimana akan memutuskan sumber dari *solar cell* ketika tegangan pada baterai melebihi kapasitasnya.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Arba'i, Y., 2005, *Desain Power Distribusi Inasat-1 Menggunakan Metode Switching*, Jakarta : SIPTEGAN IX (Seminar Nasional Iptek Dirgantara).
- [2] Arba'i, Y., 2007, *Uji Coba Baterai Li-Ion Panasonic CGR18650 Untuk Sistem Power Satelit*, Jakarta : Prosiding Seminar Nasional Iptek Dirgantara (Siptekgan) XI.
- [3] Guckenberger, D., Graziano, T., Kozaczka, A., Ong, J., Willhoff, M., dan Keller, S., 2003, *Cornell CubeSat Power Subsystem Revised Final Specification Document 2002-2003*, <http://cusat.cornell.edu>, diakses pada bulan Juli 2011.

- 
- [4] Kozitsky, V., 2004, *Design Project Report : Secure Solar Power Source*, USA : Cornell University.
  - [5] McLaren, V., 2010, *User Manual : Standalone 30Wh Battery*, Scotland : Clyde Space Ltd.
  - [6] Priyambodo, T.K., Son Kuswadi, Agfianto E.P., Endra P., Ridanto E.P., Asvial, Gamantyo, Arifin N., dan Gunawan, 2010, *Laporan Penelitian INSPIRE: Preliminary Design Review*, Bandung : DP2M DIKTI.
  - [7] Tim Inasat, 2005, *Book of Indonesian Nano Satellite-1 (INASAT-1)*, Bogor.