



## Analisis Pengaturan Sistem Catu Daya Pada Satelit Nano

Fasny F.A. Rafsanjani<sup>1</sup>, Budi Syihabuddin<sup>2</sup>, Edwar<sup>3</sup>, Heroe Wijanto<sup>4</sup>

<sup>1,2,3,4</sup> Prodi S1 Teknik Telekomunikasi, Fakultas Teknik Elektro, Universitas Telkom

<sup>1,2,3,4</sup> Jl. Telekomunikasi Terusan Buah Batu Bandung 40257 Indonesia

Email korespondensi: [fasnyfauzan@yahoo.co.id](mailto:fasnyfauzan@yahoo.co.id)

Dikirim 7 Juli 2017, Direvisi 22 Juli 2017, Diterima 11 Agustus 2017

Abstrak – Keberhasilan suatu misi satelit nano sangat bergantung kepada keandalan *Electrical Power System* (EPS) untuk menjaga subsistem-subsistem pada satelit nano agar tetap berfungsi. Oleh karena itu, dibutuhkan sebuah pengendalian distribusi daya yang efektif. Penelitian ini menjelaskan tentang bagaimana cara pendistribusian daya listrik yang efektif dan sesuai dengan kondisi satelit nano ketika terkena sinar matahari atau ketika kondisi gelap pada saat mengorbit di luar angkasa. Untuk menjelaskan hal tersebut, dilakukan simulasi dan analisis pada perancangan modul *power management* EPS yang terdiri dari rangkaian *boost converter* LT3757 dan *battery charger* IC LT3652. Hasil simulasi menunjukkan bahwa pada saat kondisi terang sistem akan mencatu daya beban menggunakan daya masukan panel surya yang sebelumnya telah melewati komponen *boost converter* (12 Volt), sekaligus mengisi daya batere hingga terisi penuh (7,4 Volt). Namun, pada saat kondisi gelap sistem akan mencatu beban dengan daya yang dihasilkan oleh batere (7,4 Volt).

Kata kunci – EPS, satelit nano, *power management*, *boost converter*, *battery charger* IC

Abstract - The success of nanosatellite mission is depended on the reliability of the Electrical Power System (EPS) to ensure the subsystems on the nanosatellite working properly. Therefore, an effective power distribution control is required. This research will explain how to distribute electrical power effectively to the subsystems according to the condition of the nanosatellite (sunlight or eclipse). To illustrate this, a simulation and analysis of the EPS power management module design consisting the LT3757 boost converter and LT3652 battery charger were performed. From the simulation results, it will be seen that when the nanosatellite is exposed to the sun, the system will distribute the power to the load using the input power from the solar panel that has passed the boost converter component (12 Volt), while charging the battery until it's fully charger (7.4 Volt). But during the eclipse phase the system will supply the load with the power generated by the battery (7.4 Volt).

Keywords - EPS, nanosatellite, power management, boost converter, battery charger IC

### I. PENDAHULUAN

Satelit nano atau *Cubesat*, adalah satelit yang berukuran kecil biasanya memiliki massa sebesar 1-10kgs [1] Satelit nano dikembangkan dengan tujuan untuk penelitian luar angkasa, dan juga pengembangan teknologi satelit dengan biaya yang lebih murah dari satelit konvensional. Alasan kenapa harga dari peluncuran sebuah satelit nano lebih murah adalah karena satelit nano diluncurkan dengan cara *piggyback* atau menumpang kepada peluncuran roket atau satelit menggunakan *Poly-Pico Satellite Orbital Deployer* (P-POD). Satu roket bisa membawa 1-3 satelit nano untuk diluncurkan ke orbit LEO [1].

Keberhasilan suatu misi satelit nano akan bergantung pada keandalan sistem pengendalian daya

listrik nya. Kebutuhan akan sumber daya listrik menjadi sangat vital bagi kelangsungan misi dari satelit nano. Untuk mencatu daya sebuah satelit nano pun menjadi suatu tantangan tersendiri dikarenakan kondisi di luar angkasa yang penuh dengan keterbatasan. Satu-satunya sumber daya listrik yang dapat mencatu satelit nano berasal dari cahaya matahari yang dikonversikan menjadi energi listrik oleh sifat *photovoltaic* yang dimiliki oleh solar cell [1]. Pada ketinggian LEO satelit nano biasanya memiliki waktu orbit sekitar 90 menit, dengan 60 menit terkena cahaya matahari (*sunlight*), dan 30 menit tidak terkena cahaya matahari (*eclipse*) [1].

Fungsi utama dari *electrical power system* (EPS) adalah untuk mencatu daya ke semua subsistem yang

ada di dalam satelit nano [2]. Daya yang dicatu berasal dari cahaya matahari yang dikonversikan menjadi energi listrik oleh sifat *photovoltaic* yang dimiliki oleh panel surya [3]. Selain didistribusikan ke subsistem, sumber daya listrik tersebut akan disimpan di dalam baterai sebagai sumber daya cadangan. Jadi bisa disimpulkan bahwa EPS pada satelit nano memiliki tiga fungsi utama yaitu sebagai sumber daya listrik, penyimpanan daya listrik, dan pendistribusi daya listrik [2][4].

Penelitian ini menjelaskan tentang bagaimana cara memanfaatkan salah satu fungsi utama EPS yaitu, pendistribusian daya listrik yang sesuai dengan kondisi dan kebutuhan satelit nano. Untuk menjelaskan hal tersebut dilakukan suatu simulasi dan analisis pada perancangan modul *power management* EPS yang terdiri dari rangkaian *boost converter* dan *battery charger IC* menggunakan *software* LTspice XVII. Simulasi tersebut dilakukan dengan menggunakan empat skenario yang di antara lain adalah : a. simulasi rangkaian *boost converter*, b. simulasi rangkaian charging, c. simulasi modul *power management* pada saat satelit nano terkena cahaya matahari (*sunlight*), d. simulasi modul *power management* pada saat satelit nano tidak terkena cahaya matahari (*eclipse*). Dari keempat skenario tersebut dilakukan analisis bagaimana daya listrik bisa didistribusikan dengan efisien sesuai kondisi dari satelit nano. Salah satu penelitian terkait tentang distribusi daya satelit nano yang menjadi acuan dari penelitian ini adalah penelitian dari [5] yang membahas tentang perancangan *prototype* EPS berbasis mikrokontroler ATmega8535 sebagai pengendali atau kontrol *switch relay* yang digunakan untuk menentukan jalur distribusi daya ketika satelit nano berada pada kondisi terkena sinar matahari atau kondisi gelap. Perbedaan dari penelitian kali ini dengan penelitian sebelumnya adalah penggunaan *battery charger IC* tipe LT3652 sebagai pengendali distribusi daya.

Simulasi yang dilakukan mengacu pada keadaan satelit nano pada saat mengorbit di luar angkasa dengan asumsi bahwa satelit nano akan mengalami dua kondisi yaitu kondisi *sunlight* dan kondisi *eclipse*. Dimana pada kondisi *sunlight* satelit nano terkena cahaya matahari dan panel surya akan menghasilkan daya listrik stabil untuk didistribusikan ke sistem tetapi pada kondisi aslinya daya yang dihasilkan oleh panel surya tidak selalu stabil. Sedangkan pada kondisi *eclipse* satelit nano tidak terkena cahaya matahari sehingga daya listrik yang didistribusikan ke sistem berasal dari baterai.

## II. METODE PENELITIAN

### A. Analisis Orbit

Di dalam perancangan sebuah satelit sangat penting untuk menentukan orbit mana yang akan digunakan pada saat peluncuran satelit tersebut. Karena pemilihan orbit akan berpengaruh pada misi dan konfigurasi model subsistem yang akan digunakan

pada sebuah satelit, termasuk subsistem EPS. Satelit nano membutuhkan daya dari cahaya matahari oleh karena itu pada pemilihan orbit harus diperhatikan juga kapan sebuah satelit nano akan berada pada kondisi *sunlight*, dan kapan satelit nano tersebut akan berada pada kondisi *eclipse* [6].

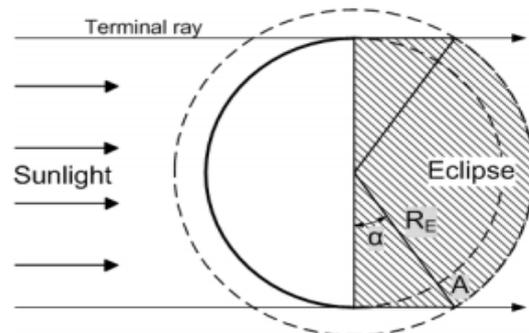
Dilihat dari ketinggian nya satelit nano mengorbit pada LEO dengan ketinggian sekitar 700 km diatas permukaan bumi. Karena satelit nano membutuhkan daya dari sinar matahari secara konstan maka tipe orbit yang paling cocok dengan satelit nano adalah *Sun-synchronous orbit* [6]. *Sun-synchronous orbit* memiliki sudut kemiringan sebesar 90°- 98° dari garis ekuator bumi sehingga orbit tersebut berputar dari utara ke selatan (polar to polar) [7].

Perioda T Sun-synchronous orbit dengan ketinggian sebesar 700 km bisa dihitung dengan persamaan (1) [6].

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(R_E + A)^3}{\mu}} \quad (1)$$

$R_E$  (jari-jari bumi) = 6378.137 km, A adalah ketinggian orbit satelit nano = 700 km, dan  $\mu = 3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$  ( standar parameter gravitasi bumi). Setelah dihitung dengan menggunakan persamaan (1), didapatkan nilai perioda orbit satelit nano = 100 menit.

Untuk menentukan perioda waktu *sunlight* dan waktu *eclipse* pada orbit LEO, dilakukan pendekatan dengan menghitung nilai dari "*Minimum Sun*". Maka digunakan skema pada Gambar 1.



Gambar 1. Skema "Minimum Sun"

Untuk mengetahui perioda waktu terang dan waktu gelap pertama-tama tentukan nilai  $\alpha$  dengan persamaan berikut [6].

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{R_E}{R_E + A}\right) \quad (2)$$

Dengan menggunakan persamaan (2) didapatkan nilai  $\alpha = 25.69^\circ$ . Langkah selanjutnya adalah menentukan lamanya waktu *sunlight* dan waktu *eclipse* dengan dua persamaan (3) dan (4) [6].

$$Eclipse\ Time = \frac{180 - 2\alpha}{360} \quad (3)$$

$$Sunlight\ Time = \frac{180 + 2\alpha}{360} \quad (4)$$

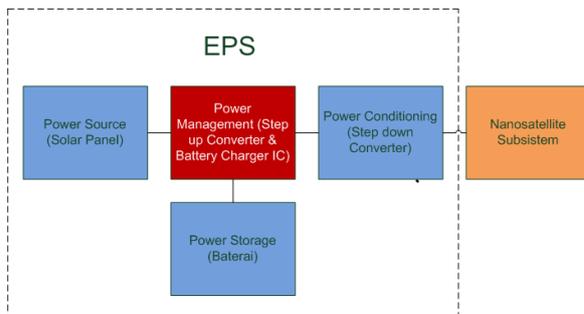
Dari (3) dan (4) dapat diketahui bahwa satelit nano akan melewati waktu *sunlight* selama 65% dari periode orbit dan waktu *eclipse* selama 35% dari periode orbit. Tabel 1 menunjukkan hasil detil dari perhitungan.

Tabel 1. Perhitungan Orbit

Properties	Value
Jenis Orbit	Sun-synchronous orbit
Apogee/Perigee Radius	700 km
Inklinasi	98,2°
Periode Orbit	5.926,38 s
Eclipse Time/ Sunlight Time Approximation	22/64 menit
Jumlah Melintasi GS	2 kali
Periode saat melintasi target	6 -10 menit

### B. Rancangan Umum EPS dan Modul Power Management

Dapat dilihat pada Gambar 2, perancangan EPS pada umumnya terdiri dari empat komponen yaitu *power source*, *power storage*, *power conditioning* dan *power management* [2]. *Power source* adalah sebuah modul dari sistem EPS berupa panel surya yang berfungsi untuk memberikan daya listrik dengan memanfaatkan energi dari cahaya matahari. *Power storage* berfungsi untuk menyimpan daya cadangan yang akan digunakan pada saat satelit nano tidak mendapatkan suplai daya dari cahaya matahari. *Power conditioning* adalah suatu modul EPS yang berfungsi untuk mendistribusikan daya dari power source ataupun power storage ke semua subsistem satelit nano dengan nilai tegangan yang sesuai [2]. Modul yang terakhir adalah *power management* yang berfungsi untuk mengendalikan *charge-discharge* batere, dan menentukan daya masukan ke modul power conditioning tergantung pada kondisi satelit pada saat mengorbit (*eclipse* atau *sunlight*).

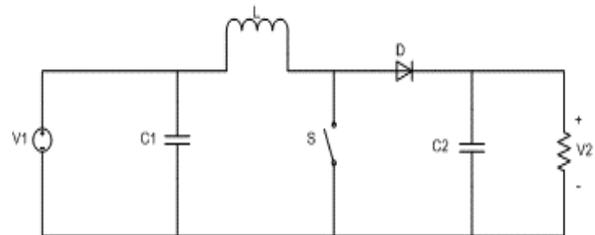


Gambar 2. Rancangan Umum EPS

Perancangan modul *power management* EPS terdiri dari rangkaian *boost converter* menggunakan IC LT3757 dan rangkaian *battery charger* menggunakan IC LT3652. Rangkaian *step up converter* berfungsi untuk menaikkan tegangan masukan dari panel surya yang memiliki tegangan masukan sebesar 5 Volt menjadi tegangan keluaran 12 Volt, sedangkan rangkaian *battery charger* berfungsi untuk mengendalikan *charge-discharge* batere dan juga mengendalikan luaran daya (dari panel surya atau batere) yang akan digunakan untuk mencatu daya ke subsistem [8].

### C. Boost DC to DC Converter

Rangkaian *boost* atau *boost converter* adalah suatu desain rangkaian listrik yang memungkinkan untuk mengubah suatu tegangan dengan nilai yang rendah menjadi tegangan yang memiliki nilai yang lebih tinggi.



Gambar 3. Rangkaian Dasar Boost Converter

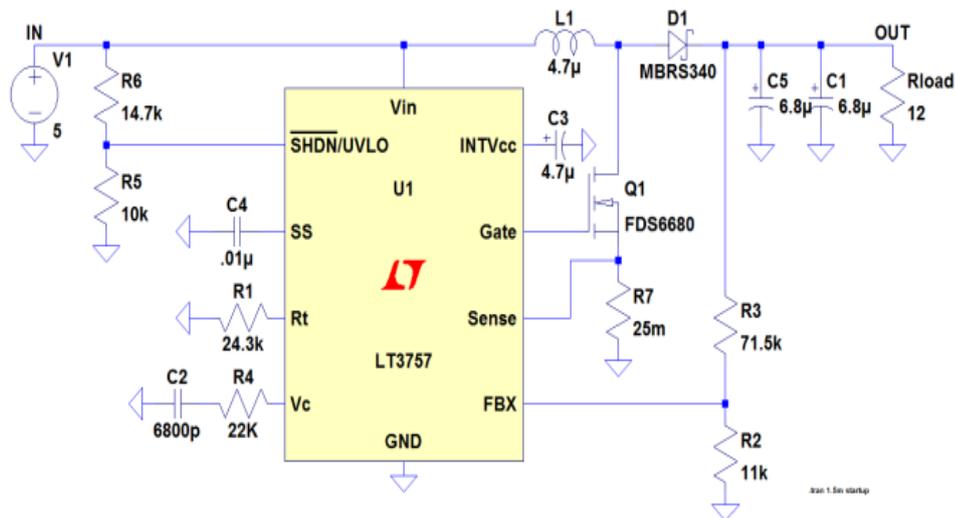
Pada Gambar 3, dapat dilihat bahwa untuk mengubah nilai tegangan masukan yang rendah menjadi tegangan luaran yang lebih tinggi, komponen *switch* (S) yang ada pada rangkaian *boost converter* ini akan aktif (on) sehingga energi dari V1 akan tersimpan (sementara) di L. Lalu jika switch dimatikan (off) maka energi yang tersimpan di dalam L akan terakumulasi dengan energi yang dihasilkan oleh V1 sehingga energi keluaran V2 akan menjadi lebih besar dari V1 (5) [9].

$$V2 = V1 \frac{1}{1 - D} \quad (5)$$

D adalah *duty cycle* yang bernilai diantara 0 dan 1. Untuk mempermudah perancangan digunakan sebuah IC LT3757 *boost converter* yang telah diprogram khusus untuk menaikkan tegangan masukan 5 Volt menjadi tegangan keluaran 12 Volt yang dapat dilihat pada Gambar 4 [10].

### D. Pemilihan Batere

Pada saat satelit nano berada pada kondisi waktu gelap, seluruh sistem yang ada di dalam satelit nano akan dicatu oleh batere. Hal ini memungkinkan satelit nano untuk tetap beroperasi secara normal selama mengorbit, termasuk pada saat dimana satelit nano tidak terkena cahaya matahari [1].



Gambar 4. LT3757 Boost Converter

Pada dasarnya, satelit nano menggunakan baterai *Nickel Cadmium* (Ni-Cd) sebagai penyimpanan daya listrik nya. Hal ini disebabkan karena baterai jenis Ni-Cd memiliki durabilitas dan dapat beroperasi pada rentang suhu yang cukup lebar [3]. Tetapi pada 10 tahun terakhir ini banyak penelitian dan peluncuran satelit nano yang menggunakan baterai *Lithium-Ion* (Li-Ion) sebagai komponen penyimpanan dan cadangan daya listriknya [4]. Hal ini disebabkan karena ukuran dan berat dari baterai Li-ion lebih kecil dan lebih ringan daripada baterai Ni-Cd. Selain itu juga baterai Li-ion memiliki *energy density* dan *specific energy* yang lebih tinggi daripada baterai Ni-Cd. Baterai Li-ion memiliki *specific energy* berkisar antara 100-250 Wh/kg sedangkan Ni-Cd memiliki *specific energy* kurang dari 60 Wh/kg [1]. Oleh karena itu pada penelitian kali ini baterai yang akan digunakan adalah baterai 7,4 Volt, 2600 mAh jenis Li-ion.

#### E. Battery Charger IC

Penggunaan baterai Li-ion pada sistem ini tentunya harus dilindungi dengan manajemen baterai yang baik. Oleh karena itu penggunaan *battery charger IC* sangat penting untuk menjaga baterai agar bisa bertahan selama misi satelit berlangsung. Secara umum fungsi dari *battery charger ic* adalah untuk mengontrol kondisi *charge/discharge* dari suatu baterai.

Ada beberapa pertimbangan yang harus diperhatikan dalam pemilihan *battery charger ic* yang akan digunakan oleh modul *power management* pada penelitian ini. Pertimbangan yang pertama adalah *battery charger ic* harus mampu bekerja dengan menggunakan masukan daya yang berasal dari panel surya sebagai sumber daya listrik nya [1]. Selanjutnya chip yang digunakan harus memiliki fitur *temperature sensing* yang berfungsi untuk menjaga kondisi suhu baterai Li-ion agar dapat bertahan pada suhu yang ekstrem di luar angkasa. *Temperature sensing* akan memonitor kondisi baterai, dan jika suhu baterai berada diluar rentang suhu yang telah diprogram maka chip akan menghentikan proses *charging* atau *discharging*

untuk melindungi baterai tersebut sampai suhu baterai kembali normal [8]. Fitur seperti *over-voltage protection* juga diperlukan untuk mencegah kerusakan baterai dari *over-charging*, sedangkan fitur *under-voltage protection* berfungsi untuk menghentikan baterai agar tidak melepaskan daya yang berlebihan [1]. Pertimbangan yang selanjutnya adalah fitur *power path* yang berfungsi untuk menentukan sumber daya mana yang akan digunakan diantara panel surya atau baterai [1]. Pertimbangan yang terakhir adalah fitur *maximum power point tracking* (MPPT). MPPT adalah suatu metode untuk menjaga keluaran daya dari panel surya agar tetap maksimal dan tidak terpengaruh oleh kondisi lingkungan luar angkasa seperti suhu dan radiasi matahari [1].

Penelitian ini menggunakan *battery charger ic* LT3652 sebagai bagian dari modul *power management*. Chip LT3652 memenuhi semua kriteria untuk menjadi komponen *battery charger* karena chip ini memiliki semua fitur-fitur yang dibutuhkan pada penelitian ini [8].

#### F. Konfigurasi LT3652

Untuk memenuhi perancangan modul *power management*, dibutuhkan beberapa perubahan pada konfigurasi rangkaian LT3652. Hal pertama yang harus disiapkan adalah fitur *power path*. Fitur ini diterapkan dengan cara memasang dua dioda (*Day Diode*) di masukan *battery charger ic* dan (*Night Diode*) di keluaran baterai. Jika sistem mengeluarkan daya dari panel surya maka *day diode* aktif dan akan menyalurkan daya langsung ke beban sistem serta mengisi daya baterai hingga penuh melalui chip LT3652, seperti yang terlihat pada Gambar 5. Jika satelit nano berada pada kondisi *eclipse* maka beban sistem akan dicatu oleh baterai. Pada kondisi ini *night diode* aktif dan akan menyalurkan daya ke beban sistem dari baterai, seperti yang terlihat pada Gambar 6 [1]. Selanjutnya *charging* baterai harus bisa diprogram untuk mengisi daya baterai pada tegangan 7,4 Volt. Seperti yang ditunjukkan pada Gambar 7, untuk

mengatur tegangan pengisian baterai digunakan rangkaian *feedback voltage divider*. Untuk mencari nilai resistansi pada rangkaian *feedback voltage divider* ini digunakan persamaan berikut (6) [8].

$$R7 / R5 = X = 3.3 / (V_{BAT(FLT)} - 3.3) \quad (6)$$

Lalu dengan menetapkan nilai arus pembagi ( $I_{RFB}$ ) = 10µA maka dapat dihasilkan persamaan (7):

$$R7 = 3.3 / I_{RFB} \quad (7)$$

Lalu hitung R5 dengan persamaan (8):

$$R5 = R7 / X \quad (8)$$

Selanjutnya cari nilai resistansi ekivalen dari rangkaian pembagi dengan persamaan berikut (9):

$$R5 \parallel R7 = \frac{R5 \times R7}{R5 + R7} \quad (9)$$

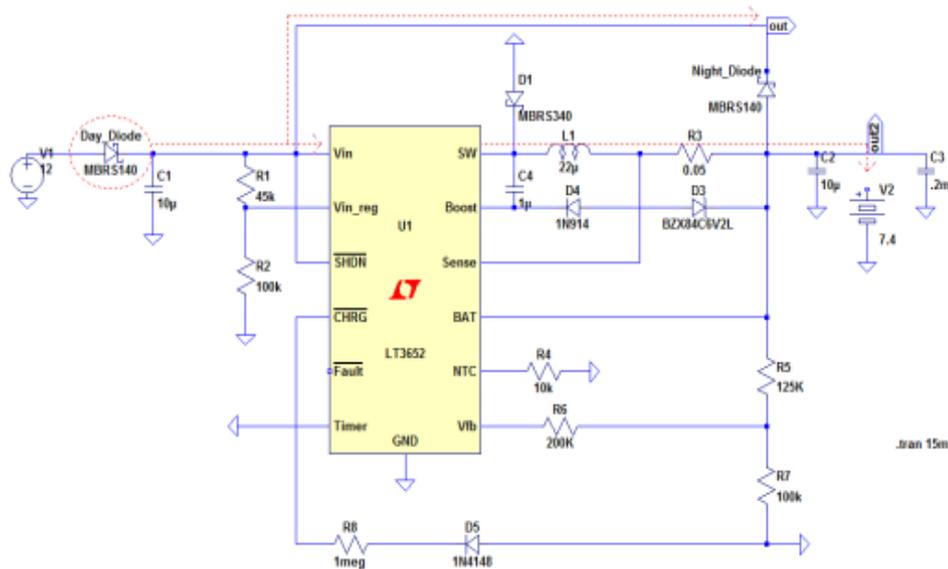
Untuk memenuhi nilai resistansi ekivalen di pin  $V_{FB}$  sebesar 250kΩ [8], maka nilai resistansi R6 dapat dihitung dengan persamaan (10):

$$R6 = 250k - R5 \parallel R7 \quad (10)$$

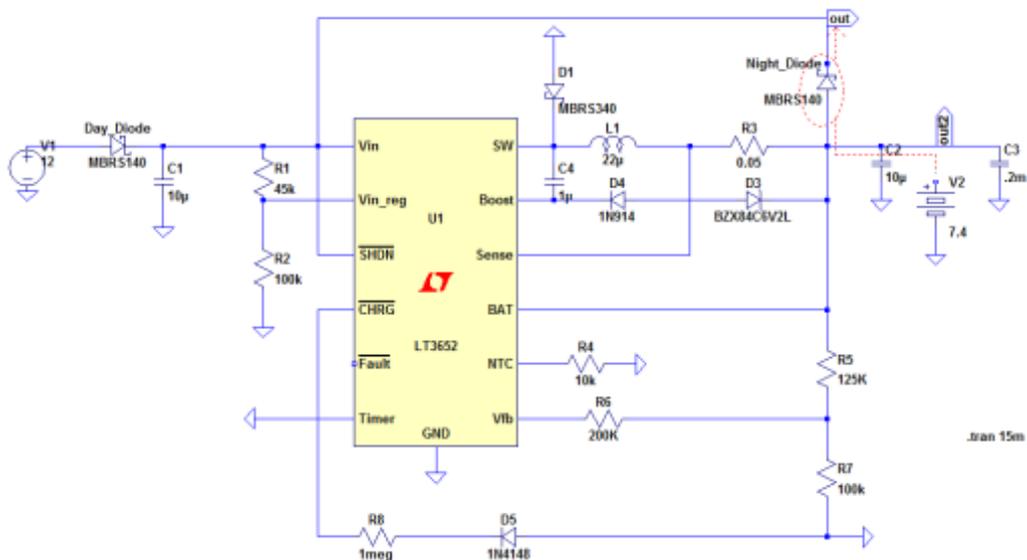
Untuk menentukan rata-rata arus maksimum *charging* dapat ditetapkan dengan cara menentukan sense resistor ( $R_{sense}$ ) menggunakan persamaan (11) [8].

$$R_{SENSE} = 0,1 / I_{CHG(MAX)} \quad (11)$$

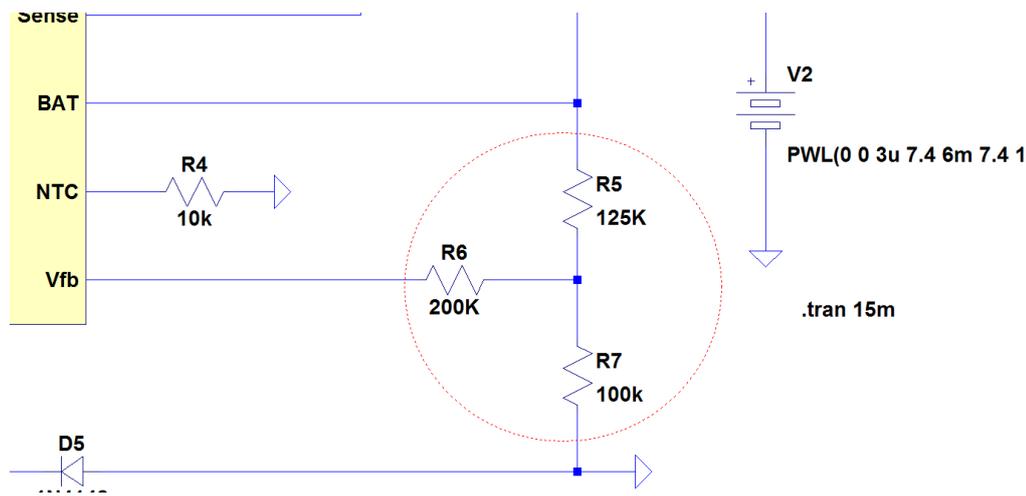
Contohnya jika menginginkan nilai rata-rata arus maksimum *charging* sebesar 2A, maka nilai dari  $R_{sense}$  sama dengan 0.05 Ohm.



Gambar 5. Distribusi Daya Sistem LT3652 Saat Terkena Cahaya Matahari (Day Diode Aktif)



Gambar 6. Distribusi Daya Sistem LT3652 Saat Tidak Terkena Cahaya Matahari (Night Diode Aktif)

Gambar 7. Rangkaian *Feedback Voltage Divider*

### III. HASIL PENELITIAN

Pada penelitian ini dilakukan empat simulasi yang akan menjelaskan bagaimana cara kerja modul *power management* pada saat kondisi *sunlight* ataupun pada saat kondisi *eclipse*.

#### A. Simulasi Rangkaian Boost Converter

Rangkaian *boost converter* berfungsi untuk menaikkan tegangan masukan yang dihasilkan oleh panel surya sebesar 5 Volt, menjadi tegangan 12 Volt. Hal ini diperlukan karena, untuk melakukan proses charging baterai yang memiliki kapasitas 7,4 Volt dibutuhkan masukan tegangan minimal sebesar 10,7 Volt (12):

$$V_{in} \geq 3.3 \text{ Volt} + \text{Kapasitas Baterai} \quad (12)$$

Komponen utama yang digunakan pada rangkaian *boost converter* ini adalah IC LT3757 yang telah diprogram khusus untuk menaikkan tegangan input 5 Volt menjadi tegangan luaran 12 Volt [10].

#### B. Simulasi Rangkaian Charging

Tahap selanjutnya adalah mensimulasikan siklus pengisian baterai dengan menggunakan rangkaian *charging* LT3652 yang dapat dilihat pada Gambar 5 dan Gambar 6.

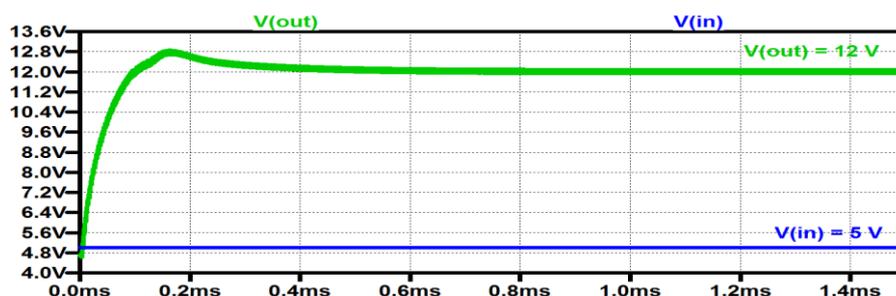
Pada simulasi ini dibuat sebuah skema dimana tegangan masukan untuk mengisi baterai didapatkan

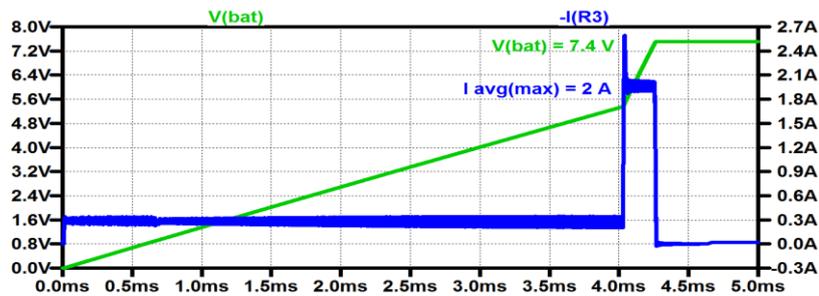
dari daya yang dihasilkan oleh panel surya yang sebelumnya nilai tegangannya telah dinaikan oleh *boost converter* menjadi 12 Volt. Baterai akan di *charge* oleh chip *battery charger* LT3652 yang telah diatur untuk mengisi kapasitas baterai dengan besar tegangan 7,4 Volt hingga terisi penuh. Rata-rata arus maksimum *charging* ke baterai adalah 2A yang sebelumnya telah ditetapkan oleh  $R_{sense}$ .

#### C. Simulasi Modul Power Management Pada Saat Kondisi Sunlight

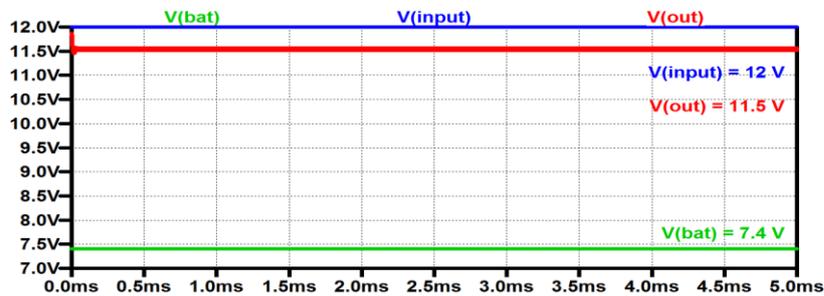
Simulasi ini menjelaskan tentang bagaimana cara kerja fitur *power path* dalam rangkaian modul *power management* jika satelit nano sedang mengalami kondisi *sunlight*. Seperti yang dapat dilihat pada Gambar 5, jika satelit nano sedang mengalami kondisi *sunlight*, *day diode* pada rangkaian *battery charging* akan aktif dan mendistribusikan daya dari panel surya ke load (subsystems) dan juga mendistribusikan daya ke chip *battery charger* LT3652 yang berfungsi untuk mengisi daya baterai hingga penuh.

Pada simulasi ini dibuat sebuah skema dimana tegangan masukan modul *power management*, didapat dari daya yang dihasilkan oleh panel surya. Pada simulasi ini, kondisi baterai terisi penuh dengan nilai tegangan sebesar 7,4 Volt. Dengan kondisi-kondisi tersebut sistem akan menentukan sumber daya manakah yang akan digunakan untuk mencatu daya subsystem.

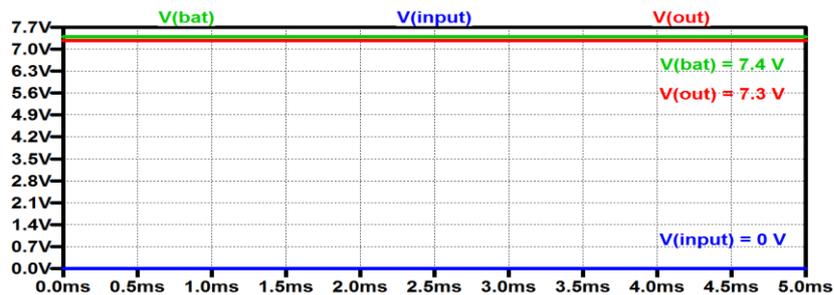
Gambar 8. Simulasi Rangkaian *Boost Converter*



Gambar 9. Simulasi Siklus Charging Baterai



Gambar 10. Simulasi Sistem LT3652 Saat Terkena Cahaya Matahari (Day Diode Aktif)



Gambar 11. Simulasi Sistem LT3652 Saat Tidak Terkena Cahaya Matahari (Night Diode Aktif)

#### D. Simulasi Modul Power Management Pada Saat Kondisi Eclipse

Pada simulasi ini akan dijelaskan bagaimana cara kerja fitur *power path* dalam rangkaian modul *power management* jika satelit nano sedang mengalami kondisi *eclipse*. Seperti yang dapat dilihat pada Gambar 6, jika satelit nano sedang mengalami kondisi *eclipse*, *night diode* pada rangkaian *battery charging* akan aktif dan mendistribusikan daya yang tersimpan di dalam batere ke subsistem.

Pada simulasi ini dibuat sebuah skema dimana tegangan masukan modul *power management* yang didapat dari daya yang dihasilkan oleh panel surya bernilai sebesar 0 Volt. Sedangkan kondisi batere terisi penuh dengan nilai tegangan sebesar 7.4 Volt. Dengan kondisi-kondisi tersebut sistem akan menentukan sumber daya manakah yang akan digunakan untuk mencatu daya *load* (*subsystems*).

#### IV. PEMBAHASAN

Hasil simulasi rangkaian *boost converter* pada gambar 8 menunjukkan bahwa tegangan keluaran rangkaian *boost converter* akan mengalami peningkatan hingga akhirnya keluaran tegangan akan stabil pada saat nilai tegangan keluaran mencapai 12

Volt. Peningkatan tegangan ini disebabkan karena adanya akumulasi tegangan input 5 Volt dengan tegangan yang tersimpan didalam induktor, yang mana tegangan yang terakumulasi tersebut akan dilepaskan secara bersamaan oleh induktor pada saat kondisi *switch* (MOSFET) *off*.

Lalu pada simulasi rangkaian *charging* dapat diketahui bahwa ada tiga tahapan siklus dalam proses pengisian batere. Dapat terlihat pada Gambar 9, siklus pertama dimulai dari daya batere yang mulai diisi dengan perlahan dengan arus yang relatif konstan dan tegangan yang meningkat secara perlahan. Pada siklus selanjutnya terjadi suatu lonjakan arus dengan nilai rata-rata arus sebesar 2A yang memicu batere untuk memulai pengisian daya dengan cepat sampai nilai tegangan batere maksimal (7,4 Volt). Selanjutnya arus akan turun menjadi 0A sementara batere akan mempertahankan nilai tegangannya.

Simulasi yang selanjutnya adalah simulasi modul *power management* pada saat kondisi *sunlight* dan kondisi *eclipse*. Pada simulasi ini diperlihatkan cara kerja dari fitur *power path control* yang dimiliki oleh modul *power management*.

Untuk kondisi *sunlight*, hasil simulasi pada Gambar 10 menunjukkan bahwa tegangan keluaran dari

rangkaian modul *power management* pada keadaan *sunlight* dihasilkan oleh panel surya (11,5 Volt). Hal ini disebabkan karena tegangan yang masuk ke anoda *day diode* lebih besar dari tegangan katoda *day diode*. Pada kondisi ini *night diode* tidak aktif dikarenakan tegangan yang masuk ke anoda *night diode* lebih kecil dari tegangan katoda *night diode*. Kondisi tersebut mengakibatkan daya yang tersimpan didalam batere tidak akan digunakan oleh *load*.

Sedangkan untuk kondisi *eclipse*, hasil simulasi pada Gambar 11 menunjukkan bahwa tegangan keluaran dari rangkaian modul *power management* pada keadaan *eclipse* dihasilkan oleh daya yang tersimpan didalam batere (7,3 Volt). Hal ini disebabkan karena tegangan yang masuk ke anoda *night diode* lebih besar dari tegangan katoda *night diode*. Pada kondisi ini *day diode* tidak aktif dikarenakan tegangan yang masuk ke anoda *day diode* lebih kecil dari tegangan katoda *day diode*.

## V. PENUTUP

### A. Kesimpulan

Pada penelitian ini telah disimulasikan sebuah rancangan modul *power management* EPS untuk satelit nano yang tersusun atas komponen *boost converter* LT3757 dan *battery charger* IC LT3652 dengan menggunakan *software* LTspice XVII. Dari hasil simulasi, dapat disimpulkan bahwa rangkaian *boost converter* pada modul *power management* membutuhkan 0,4 ms (mili detik) untuk menaikkan tegangan masukan 5 Volt menjadi 12 Volt dan menstabilkan keluaran tegangan tersebut. Ada tiga siklus yang terjadi pada saat pengisian baterai. Pertama, simulasi rangkaian *charging* memulai pengisian batere dengan keadaan *slow charging* dimana batere di-charge dengan perlahan dengan arus yang konstan sebesar 0,3A selama 4 ms. Lalu simulasi rangkaian memulai *fast charging* pada saat arus melonjak hingga 2A sampai batere mencapai tegangan maksimum 7,4 Volt. Setelah itu, arus turun menjadi 0A, sedangkan batere akan mempertahankan kondisi tegangan maksimalnya.

Pada kondisi *sunlight*, tegangan keluaran rangkaian dihasilkan oleh panel surya sebesar 11,5 Volt karena  $V(\text{input}) > V(\text{bat})$ . Pada kondisi *eclipse*, tegangan keluaran rangkaian dihasilkan oleh batere sebesar 7,3 Volt karena  $V(\text{input}) < V(\text{bat})$ .

### B. Saran

Untuk perancangan rangkaian *boost converter* bisa digunakan chip/IC yang lebih sederhana tetapi memiliki fungsi yang sama seperti IC *boost converter* LM2577. Selain itu, juga pada modul *power management* ini dapat ditambahkan sensor-sensor seperti sensor temperatur, sensor arus, dan sensor tegangan untuk mengetahui kondisi dari batere.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] B. Lynch and C. Wallace, "CubeSat electronic power system," Santa Clara, 2014.
- [2] P. Thirion, "Design and implementation of on-board electrical power supply of student nanosatellite ouffi-1 of university of Liège," University of Liège, 2009.
- [3] A. Yusuf and G. S. Prabowo, "Bench model design of the electrical power system for Linusat-1 NanoSatellite," in *Proceeding - COMNETSAT 2012: 2012 IEEE International Conference on Communication, Networks and Satellite*, 2012, pp. 182–186.
- [4] R. Burt, "Distributed Electrical Power System in Cubesat Applications," Utah State University, 2011.
- [5] A. B. Wikanta, M. A. Murty, and I. Wijayanto, "Perancangan dan Realisasi Switch Electrical Power System Berbasis Mikrokontroler pada Nanosatellit," in *e-Proceeding of Engineering*, 2015, vol. 2, no. 2, pp. 2847–2854.
- [6] M. Oredsson, "Electrical power system for the CubeSTAR nanosatellite," 2010.
- [7] M. J. Rycroft, *Spacecraft Systems Engineering*, vol. 54, no. 3–4, 1992.
- [8] Linear Technology, "LT3652: Power Tracking 2A Battery Charger for Solar Power," pp. 1–26.
- [9] M. I. T. Opencourseware, "Chapter 5 Introduction to DC / DC Converters," 2007.
- [10] L. T. Corporation, "LT3757/LT3757A - Boost, Flyback, SEPIC and Inverting Controller," pp. 1–36.