

# **ANALISIS DESAIN KONTROL TERMAL PANEL SURYA YANG DAPAT DIBENTANGKAN PADA MIKROSATELIT-SAR LAPAN MENGGUNAKAN METODA SATU NODAL**

## **(THERMAL CONTROL DESIGN ANALYSIS OF LAPAN SAR-MICROSATELLITE DEPLOYABLE SOLAR ARRAY PANEL USING ONE NODAL METHODE)**

**Poki Agung Budiantoro<sup>1</sup>, Ahmad Fauzi**

**Pusat Teknologi Satelit**

**Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)**

**Jl. Cagak Satelit km. 0,4 Rancabungur, Bogor, Indonesia**

**<sup>1</sup>e-mail: [poki.agung@lapan.go.id](mailto:poki.agung@lapan.go.id)**

**Diterima : 05 Juli 2019; Direvisi : 25 September 2019; Disetujui : 30 September 2019**

### **ABSTRAK**

Mikrosatelit-SAR LAPAN merupakan satelit mikro pertama LAPAN yang sedang dikembangkan dan direncanakan membawa muatan *Synthetic Aperture Radar* (SAR). Berbeda dengan satelit optis yang telah dikembangkan, mikrosatelit-SAR LAPAN membutuhkan daya listrik yang lebih besar. Panel surya dibutuhkan untuk mengubah radiasi sinar matahari menjadi energi listrik yang digunakan oleh seluruh subsistem satelit sebagai energi untuk menjalankan fungsinya. Semakin besar luasan panel surya, semakin besar pula energi yang didapatkan. Sel surya harus berada pada suhu kerjanya, apabila terjadi panas yang berlebih maka akan mengalami penurunan efisiensi. Bila terjadi penurunan efisiensi pada solar cell, maka akan berdampak pada penurunan daya yang dihasilkan. Tujuan dari penelitian ini adalah melakukan desain termal pasif pada panel surya untuk menjaga suhu sesuai dengan suhu kerjanya. Perhitungan dilakukan terhadap suhu panel surya dengan berbagai nilai termo optik pada permukaan depan dan belakang menggunakan metoda analisis satu nodal. Berdasarkan hasil kalkulasi dari semua disain sistem kontrol termal pasif pada studi ini menunjukkan bahwa, Desain-5 dengan permukaan akhir menggunakan *Chemglaze A276 white paint* ( $\alpha=0.24$ ,  $\varepsilon=0.9$ ) pada permukaan depan dan permukaan belakang panel surya yang dapat dibentangkan adalah desain kontrol termal yang lebih baik dari Desain-1, 2, 3, dan 4 sehingga dapat digunakan pada panel surya yang dapat dibentangkan mikrosatelit-SAR LAPAN.

Kata kunci : *panel surya yang dapat dibentangkan, sel surya, suhu, energi*

## ABSTRACT

LAPAN SAR-Microsatellite is the first LAPAN micro satellite being developed and planned to carry a Synthetic Aperture Radar (SAR) payload. Different from optical satellites that have been developed, LAPAN SAR-Microsatellite requires a lot more power. Solar array panels are needed to convert solar radiation into electrical energy which is used by all of subsystem satellite as energy to keep functioning. The larger the area of solar array panel, more greater to the energy obtained. Solar cell should work in working temperature, if they experience excessive heat can decrease the efficiency. If there is a decrease in efficiency in the solar cell, it will have an impact on the decrease in power produced. The purpose of this study is to conduct passive thermal design on solar panels to maintain temperature according to their working temperature. Calculations are carried out on the temperature of solar array panel with various thermo-optical properties at the front and the back side surface used one nodal analysis method. According to the calculation result from all of the designs passive thermal control system on this study show that Design-5 used Chemglaze A276 white paint surface finish ( $\alpha=0.24$ ,  $\epsilon=0.9$ ) on the front and the back surface of deployable solar array panel is better thermal control design than Design-1, 2, 3, and 4, so that it can be used for deployable solar array panel LAPAN SAR-microsatellite.

Keywords: *deployable solar array panels, solar cell, temperature, energy*

### 1 PENDAHULUAN

Dalam menjalankan semua misinya, satelit membutuhkan daya. Daya pada satelit digunakan untuk menjalankan komponen elektronik yang dibawanya. Komponen elektronik yang dibawa oleh satelit secara umum terdiri dari *on-board computers* (OBC), *attitude control system* (ACS), *power system*, *payload system and telemetry, tracking and command* (TTC). Daya pada satelit dihasilkan dari cahaya matahari yang ditangkap dan dikonversi menjadi energi listrik oleh sel surya yang disimpan pada baterai, selanjutnya digunakan sebagai sumber energi oleh seluruh komponen satelit. Satelit SAR membutuhkan daya yang jauh lebih besar dibandingkan dengan satelit optis, hal ini dikarenakan daya yang dibutuhkan untuk menjalankan antena SAR sangat besar. Sebagai contoh, pada mikrosatelit SAR LAPAN-Chiba membutuhkan konsumsi energi sebesar 1011 Wh selama 24 jam (Triharjanto, 2018). Sehingga dalam pemenuhan daya yang sangat besar tersebut membutuhkan luas area panel

surya yang besar yang terpapar sinar matahari.

Sistem panel surya pada satelit secara umum dibagi menjadi 3, yaitu menempel pada struktur satelit (*body-mounted*), membentang (*deployable*), dan kombinasi keduanya (*body-mounted and deployable*). Pada sistem *body-mounted*, panel surya ditempatkan pada struktur satelit yang terpapar sinar matahari. Sedangkan pada sistem *deployable*, panel surya ditempatkan membentang diluar struktur utama satelit. Dalam membuat desain panel surya satelit, dimungkinkan menggunakan kombinasi *body-mounted* dan *deployable* hal ini dikarenakan untuk memaksimalkan daya yang diperoleh dengan memanfaatkan ruang yang tersedia pada struktur utama satelit yang terpapar sinar matahari. Pada Gambar 1-1. terlihat sistem *body-mounted* panel surya pada struktur utama satelit LAPAN-A2. Gambar 1-2. memperlihatkan sistem *deployable* panel surya pada satelit SAR ALOS-2. Untuk posisi panel surya pada struktur utama satelit, Septanto (2018)

mengatakan bahwa jika mikrosatelit akan memiliki orbit yang sama dengan satelit LAPAN-A3, maka ada dua opsi yaitu normal vektor sejajar dengan sumbu  $-Y_b$  dan kedua yaitu sejajar dengan sumbu  $-Z_b$ .

Kondisi lingkungan di luar angkasa, khususnya kondisi suhu yang berbeda dengan suhu di bumi. Satelit memiliki kisaran batasan suhu operasi mulai dari  $-15^{\circ}\text{C}$  sampai  $+40^{\circ}\text{C}$  dan memiliki kisaran batasan suhu untuk tetap bertahan dari  $30^{\circ}\text{C}$  to  $70^{\circ}\text{C}$  (Gilmore, 2002). Di ruang angkasa, panel surya terpapar suhu yang sangat ekstrim yaitu sekitar  $+120^{\circ}\text{C}$  selama terpapar sinar matahari (*sunlight*) dan  $-170^{\circ}\text{C}$  ketika tidak terpapar sinar matahari (*eclipse*), dan suhu panel surya mencapai sekitar minimum  $-60^{\circ}\text{C}$  dan maksimum  $+100^{\circ}\text{C}$  for maximum (Almehisni, 2018).

Sistem panel surya pada satelit berhubungan langsung dengan panas yang dihasilkan dari radiasi sinar matahari. Sel surya yang mengalami panas berlebih akan menyebabkan penurunan efisensinya. Penurunan efisiensi pada sel surya memiliki dampak langsung pada penurunan daya yang dihasilkan oleh panel surya, sehingga untuk melakukan pengisian baterai akan memakan waktu yang lebih lama sementara misi satelit harus dijalankan.

Oraby Osama A. dkk. (2014) melakukan analisa kinerja panel surya, mereka menyimpulkan bahwa  $V_{oc}$  berbanding terbalik dengan suhu operasi. Nilainya berkisar 33.4 V pada  $10^{\circ}\text{C}$  menurun menjadi 29.9 V pada suhu  $70^{\circ}\text{C}$ , dan fill factor berkisar 0.805 pada  $10^{\circ}\text{C}$  menurun menjadi 0.75 pada  $70^{\circ}\text{C}$ . Oleh karena itu sangat penting untuk melakukan perhitungan dan analisis desain kontrol termal panel surya yang dapat dibentangkan bekerja pada kisaran suhu operasi.



Gambar 1-1: *Body mounted* pada satelit LAPAN-A2  
(Sumber: Pusteksat.go.id)



Gambar 1-2: *Deployable panel surya* pada satelit SAR ALOS 2 (Sumber: eoportal.org)

## 2 METODA

Paduan aluminium 5052 *honeycomb panel* telah digunakan untuk desain panel surya komposit yang dapat dibentangkan pada satelit LAPAN-A5/Chiba memiliki kekauan yang sangat baik (Triharjanto and Budiantoro, 2018). Dimana satelit-satelit LAPAN generasi sebelumnya menggunakan material pelat paduan aluminium 7075 T651. Li (2013) telah menggunakan *stainless steel* untuk *yoke* dan karbon epoksi untuk fram pendukung panel surya. Pada tulisan ini, digunakan *honeycomb panel* paduan aluminium 5052. Analisis termal yang diakibatkan dari perlakuan akhir (*surface finish treatment*) akan dilakukan.

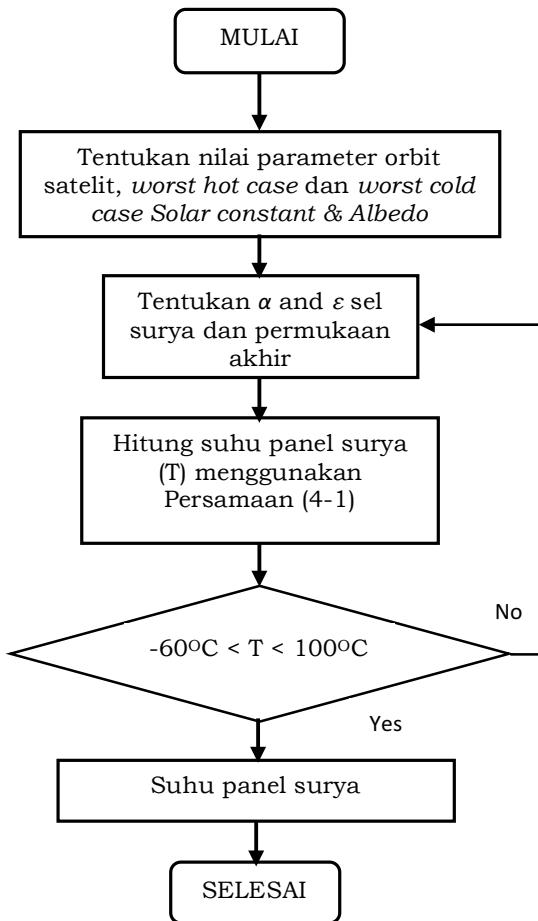
Analisis termal pada satelit dilakukan menggunakan 2 cara, yaitu

dengan perhitungan numerik dan analisis simulasi menggunakan perangkat lunak simulasi. Tilok K. Das dkk. (2015) telah mengusulkan prosedur desain termal sederhana untuk mirosatelit dan nanosatelit yang memiliki panel surya yang dapat dibentangkan menggunakan analisis 2 nodal, dan analisis 3 nodal. Totani dkk. (2012, 2013, 2014) telah mengusulkan prosedur baru desain termal untuk mikro dan nanosatelit yang tidak menggunakan panel surya yang dapat dibentangkan yang menerapkan dua konsep desain termal sederhana: penurunan perubahan suhu pada struktur utama satelit (*main body of the satellite/ MBS*) dengan menggunakan kapasitas panas total pada MBS dan penurunan perubahan suhu pada struktur satelit bagian dalam, dimana komponen dipasang pada kisaran suhu yang sempit. Almehisni (2018) pada tulisannya, menggunakan perangkat lunak NX Space Thermal untuk melakukan analisis pengaruh perpindahan panas pada satelit.

Dikarenakan Pusteksat – LAPAN belum memiliki perangkat lunak simulasi termal satelit seperti *NX Space Thermal*, *MSC Sinda*, *Thermal Desktop* dan lain-lain, maka untuk dapat melakukan desain termal kontrol panel surya yang dapat dibentangkan pada mikrosatelit-SAR LAPAN dilakukan menggunakan perhitungan numerik. Pada tulisan ini, perhitungan numerik menggunakan metoda analisis satu nodal dilakukan untuk perhitungan desain kontrol termal pasif pada kasus panas dan dingin terburuk dengan kondisi *steady-state equilibrium*. Metoda analisis satu nodal cocok digunakan untuk menghitung suhu panel surya dikarenakan panel surya hanya memiliki satu sumber panas internal sehingga tidak terlalu kompleks dibandingkan dengan sistem satelit yang memiliki

berbagai sumber panas internal. Sumber panas internal sistem satelit berasal dari subsitem-subsistem yang dibawanya yang ditempatkan pada struktur utama satelit. Selain itu, sistem satelit memiliki struktur utama yang terdiri dari bagian luar dan bagian dalam sehingga memerlukan lebih dari satu nodal untuk melakukan perhitungan suhu satelit. Persamaan energi pada analisis satu nodal dinyatakan sebagai berikut:

$$m_{dsap} C_{dsap} \frac{dT_W}{dt} = \dot{Q}_{Total} \quad (2-1)$$



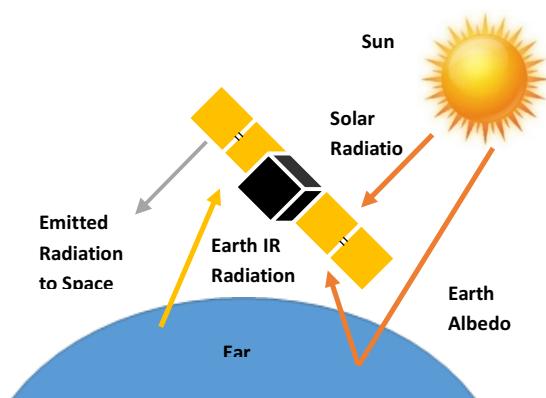
Gambar 2-1. Diagram alur perhitungan desain kontrol termal pasif.

Masing-masing tipe kasus desain kontrol termal yang memiliki nilai termo optik berbeda dilakukan perhitungan. Kisaran suhu kerja untuk desain termal panel surya yang dapat dibentangkan

adalah  $-60^{\circ}\text{C}$  untuk kasus dingin terburuk dan  $+100^{\circ}\text{C}$  untuk kasus panas terburuk, dan konduksi antara panel surya dan MBS diabaikan. Akhirnya, desain kontrol termal dengan kisaran suhu kerja yang terbaik yang akan dipilih sebagai desain kontrol termal pasif untuk panel surya yang dapat dibentangkan pada mikrosatelit SAR LAPAN. Gambar 2-1 memperlihatkan diagram alur yang digunakan dalam perhitungan kontrol termal pasif pada panel surya yang dapat dibentangkan.

### 3 LINGKUNGAN TERMAL

Pada studi ini, posisi panel surya ditempatkan secara paralel dengan sumbu  $-Y$ . Di orbitnya, satelit dan panel surya mendapatkan panas dari beberapa sumber panas yaitu matahari, bumi dan juga dari dalam satelit itu sendiri yang berasal dari komponen-komponen yang dibawa. Lingkungan termal utama dari satelit dan juga panel surya terdiri dari: *solar radiation*, *albedo*, dan *IR earth emitted radiation*. Ketinggian satelit mempengaruhi suhu pada panel surya karena memiliki perbedaan radius angular dengan bumi. Lingkungan termal pada satelit dengan panel surya yang dapat dibentangkan terlihat pada Gambar 3-1 dibawah ini dan posisi satelit di orbit terlihat pada Gambar 3-2



Gambar 3-1: Lingkungan termal satelit dengan panel surya yang dapat dibentangkan.

#### 3.1 Radiasi Sinar Matahari (*Solar Radiation*)

Bentuk orbit bumi ke matahari adalah berbentuk elips, hal ini disebabkan terdapat jarak terjauh dan terdekat bumi terhadap matahari. Jarak terjauh bumi terhadap matahari dinamakan *aphelion* dan jarak terdekat bumi terhadap matahari dinamakan *perihelion*. Jarak terjauh dan terdekat bumi terhadap matahari menyebabkan 2 musim yaitu musim panas (*summer*) dan musim dingin (*winter*). Jarak terjauh selama musim panas dan jarak terdekat selama musim dingin. Intensitas sinar matahari ke bumi selama musim panas sebesar  $1317 \text{ W/m}^2$ , dan  $1419 \text{ W/m}^2$  selama musim dingin (W. K. Tobiska, 2011). Perilaku termal pada panel surya satelit mikro-SAR LAPAN yang dapat dibentangkan akan dianalisis pada kondisi kasus panas dan kasus dingin. Energi langsung dari sinar matahari dinyatakan sebagai berikut:

$$\dot{Q}_s = \alpha_{Avg} G_s A_{dsf} \cos \theta_{ZA} \quad (3-1)$$

#### 3.2 Albedo Bumi (*Earth Albedo*)

Albedo bumi adalah fluks sinar matahari yang dipantulkan oleh bumi ke ruang angkasa (*space*). Reflektifitas albedo bumi tergantung pada kenyataan bahwa cahaya matahari yang menyinari lautan, daratan, wilayah salju/es, dan tutupan awan. Nilai koefisien albedo bumi adalah 0.56 pada kondisi kasus panas dan 0.18 pada kondisi kasus dingin (R.D. Karam, 1998). Energi albedo bumi dinyatakan sebagai berikut:

$$\dot{Q}_{Al} = \alpha_{side} G_s A_{side} a G_s K_a F_e \cos \theta_{ZA} \quad (3-2)$$

Ka adalah faktor koreksi refleksi dari lingkaran bumi, dinyatakan sebagai berikut:

$$K_a = 0.664 + (0.521 \rho) - (0.203 \rho^2) \quad (3-3)$$

$\rho$  adalah radius angular bumi, yang dinyatakan sebagai berikut:

$$\rho = \sin^{-1} \left[ \frac{R_E}{H + R_E} \right] \quad (3-4)$$

Dimana  $R_E$  adalah radius bumi dan  $H$  adalah ketinggian satelit.  $F_e$  adalah fill factor yang dinyatakan sebagai berikut:

$$F_e = F_e' - F_{12} \quad (3-5)$$

Dimana:

$$F_e' = \sin^2 \rho \quad (3-6)$$

### 3.3 Radiasi Inframerah Bumi (Earth IR Radiation)

Sinar matahari yang menuju bumi sebagian dipantulkan oleh albedo dan sebagian lagi diserap oleh permukaan bumi. Penyerapan sinar matahari oleh permukaan bumi pada akhirnya dipancarkan kembali ke ruang angkasa sebagai energi infra merah bumi. Energi infra merah bumi tergantung pada suhu lokal permukaan bumi, jumlah awan, dan *Emissivity* berbagai daerah. Energi inframerah bumi dinyatakan sebagai berikut:

$$\dot{Q}_{Ea} = \varepsilon_{side} q_{IR} A_{side} F_e \quad (3-7)$$

## 4. DESAIN KONTROL TERMAL

### 4.1 Sistem Kontrol Termal

Pada satelit, sistem kontrol termal diperlukan untuk menjaga kondisi suhu dari seluruh komponen satelit dan juga suhu panel surya yang dapat dibentangkan berdasarkan suhu kerjanya. Secara garis besar, sistem kontrol termal satelit dibagi menjadi 2

yaitu kontrol termal pasif dan kontrol termal aktif. Kontrol termal pasif tidak memiliki pemanas seperti pada kontrol termal aktif. Panel surya yang dapat dibentangkan menggunakan sistem kontrol termal pasif. Panel surya yang dapat dibentangkan pada satelit mikro-SAR LAPAN menggunakan desain kontrol termal pasif hasil dari nilai termo optikal permukaan akhir. Tabel 1. Memperlihatkan nilai termo optikal permukaan akhir material.

Tabel 1: NILAI TERMO OPTIKAL PERUMUKAAN AKHIR MATERIAL

Permukaan Akhir Material	Absorptivity (a)	Emissivity (ε)
Aluminium	0.93	0.9
black (Goueffon, 2009)		
anodized	0.27	0.76
Aluminium clear (Boushon, 2018)		
anodized	0.515	0.76
Kapton		
Polyimide	(Mitchao, 2017)	(Mitchao, 2017)
Tape 235-	0.95	0.90
3M Black	(Boushon, 2018)	(Boushon, 2018)
Chemglaze	0.24	0.9
A-276 White	(Boushon, 2018)	(Boushon, 2018)
Paint		

### 4.2 Perhitungan Desain Kontrol Thermal Panel Surya yang dapat dibentangkan

$$\dot{Q}_{Total} = \dot{Q}_S + \dot{Q}_{Ea} + \dot{Q}_{AL} - \dot{Q}_{dsf} - \dot{Q}_{dsb} - \dot{Q}_{R12} - P_{gen} \quad (4-1)$$

Persamaan (4-1) memperlihatkan energi masukan untuk panel surya yang dapat dibentangkan berasal dari radiasi sinar matahari ( $\dot{Q}_S$ ), inframerah bumi

( $\dot{Q}_{Ea}$ ), dan albedo bumi ( $\dot{Q}_{Al}$ ). Energi masukan adalah anergi yang diserap oleh panel surya yang dapat dibentangkan, sedangkan energi keluaran adalah energi yang dikeluarkan dari panel surya yang dapat dibentangkan ke ruang angkasa dan radiasi ke MBS. Persamaan energi keluaran dinyatakan sebagai berikut:

$$\dot{Q}_{dsf} = \varepsilon_{Avg} A_{dsf} \sigma T^4 \quad (4-2)$$

$$\dot{Q}_{dsb} = \varepsilon_{dsb} A_{dsb} \sigma T^4 \quad (4-3)$$

$$\dot{Q}_{R12} = \varepsilon_{dsf} \varepsilon_{MBS} F_{12} A_{dsb} \sigma (T_1^4 - T_2^4) \quad (4-4)$$

$\dot{Q}_{dsf}$  adalah energi keluaran dari bagian depan (*front side*) panel surya yang dapat dibentangkan,  $\dot{Q}_{dsb}$  adalah energi keluaran dari bagian belakang (*back side*) panel surya yang dibentangkan, dan  $\dot{Q}_{R12}$  adalah energi radiasi dari panel surya yang dapat dibentangkan ke MBS  $T_1=T$  and  $T_2$  adalah suhu MBS.

Sel surya ditempatkan pada bagian depan panel surya berfungsi untuk menghasilkan energi listrik dari radiasi sinar matahari. Lintasan satelit yang digunakan adalah *polar sun-synchronous* dengan ketinggian 600 km dan sudut kemiringan  $97^\circ$ . Sikap operasi satelit adalah mengarah bumi (*earth pointing*), dengan periode orbit selama 96.7 menit dan periode *eclipse* adalah 35.5 menit. Perhitungan daya yang dihasilkan oleh panel surya dinyatakan sebagai berikut:

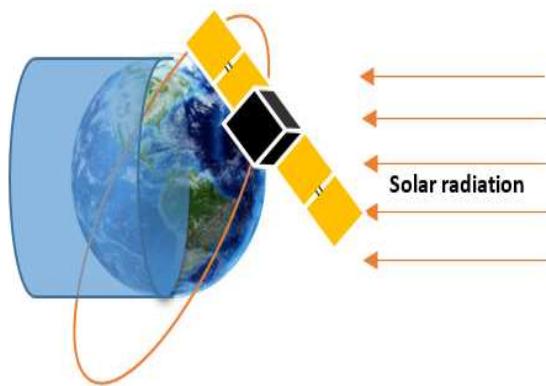
$$P_{gen} = P_{dsap} = \eta_{cell} G_s I_d \cos \theta A_{SA} \quad (13)$$

$I_d = (1 - Degradation/year)^{Lifetime}$  (14) dimana  $\eta_{cell}$  adalah efisiensi sel surya,  $G_s$  adalah fluks surya,  $I_d$  adalah *inherent degradation* dengan desain umur satelit adalah 5 tahun,  $\theta$  adalah sudut datang sinar matahari, dan  $A_{SA}$  luas area panel surya. **Tabel 2.** memperlihatkan parameter yang digunakan dalam perhitungan. **Tabel 3.** memperlihatkan beberapa tipe desain kontrol termal panel surya yang dapat

dibentangkan. Pembangkit daya yang digunakan adalah sel surya *triple junction* dari *Azure Space solar power GmbH*. Tabel 4 memperlihatkan spesifikasi sel surya.

Tabel 2: PARAMETER PERHITUNGAN

Parameter	Nilai
Tinggian (H)	600 km
Kemiringan (I)	$97^\circ$
Radius bumi ( $R_E$ )	6378.14 km
Radiasi inframerah bumi ( $q_{IR}$ )	257 W/m <sup>2</sup>
Luas area panel surya ( $A_{ds}$ )	0.25 m <sup>2</sup>
Luas area permukaan sampping panel surya ( $A_{side}$ )	0.005 m <sup>2</sup>
Luas area sel surya ( $A_{SA}$ )	0.169 m <sup>2</sup>
Zennith angle ( $\theta_{ZA}$ )	$70^\circ$
Konstanta Stefan-Boltzman ( $\sigma$ )	$5.67 \cdot 10^{-8}$ W/(m <sup>2</sup> K <sup>4</sup> )
View factor ( $F_{12}$ )	0.167
Suhu <i>daylight</i> MBS ( $T_2$ )	323.15 K
Suhu <i>eclipse</i> MBS ( $T_2$ )	293.15 K
Emissivity inframerah MBS ( $\varepsilon_{MBS}$ )	0.82



Gambar 3-2: Posisi satelit di orbi

Tabel 3: TIPE KASUS DESAIN KONTROL TERMAL PANEL SURYA YANG DAPAT DIBENTANGKAN

Desain Kontrol Termal	Permukaan Depan			Permukaan Belakang		
	Abrsorptivity ( $\alpha$ )	Emissivity ( $\varepsilon$ )	Material	Abrsorptivity ( $\alpha$ )	Emissivity ( $\varepsilon$ )	Material
Desain-1	0.93	0.9	Aluminium black	0.93	0.9	Aluminium black
			anodized			anodized
Desain -2	0.27	0.76	Aluminium clear	0.27	0.76	Aluminium clear
			anodized			anodized
Desain -3	0.515	0.76	Kapton	0.515	0.76	Kapton
			Polyimide			Polyimide
Desain -4	0.95	0.9	Tape 235-3M Black	0.95	0.9	Tape 235- 3M Black
			Chemglaze A276 white paint			Chemglaze A276 white paint

Tabel 4: SPESIFIKASI SEL SURYA

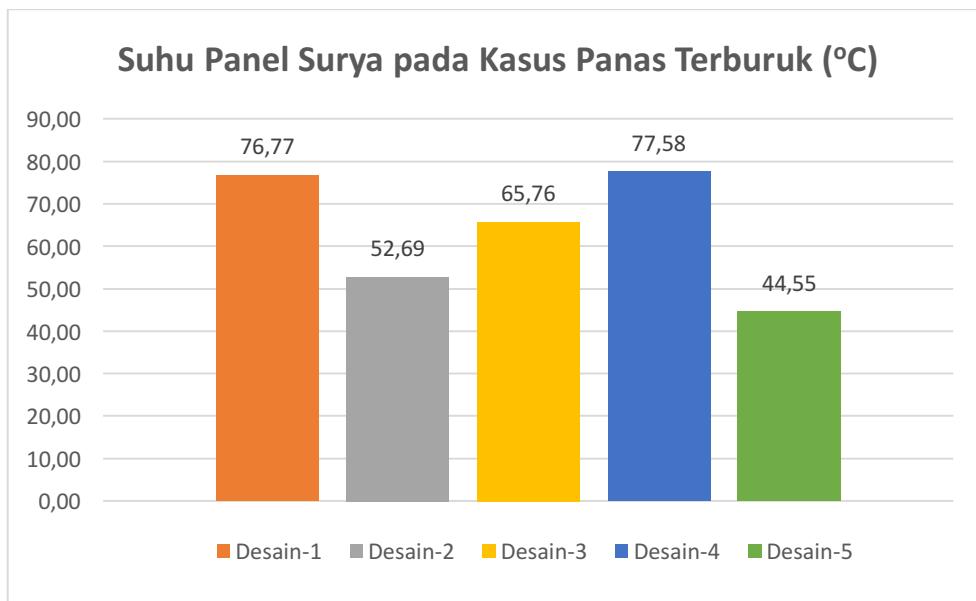
Parameter	Nilai	
Ukuran (mm x mm)	40 x 80 ± 0.1	Abrsorptivity sinar matahari( $\alpha_s$ )
Luas area sel surya ( $m^2$ )	0.003018	Emissivity inframerah ( $\varepsilon_s$ )
Masa rata-rata ( $mg/cm^2$ )	≤ 86	
Tebal tanpa kontak ( $\mu m$ )	150 ± 20	
Tebal kontak metal ( $\mu m$ )	4 – 10	
Efisiensi (%)	30	

## 5 HASIL DAN DISKUSI

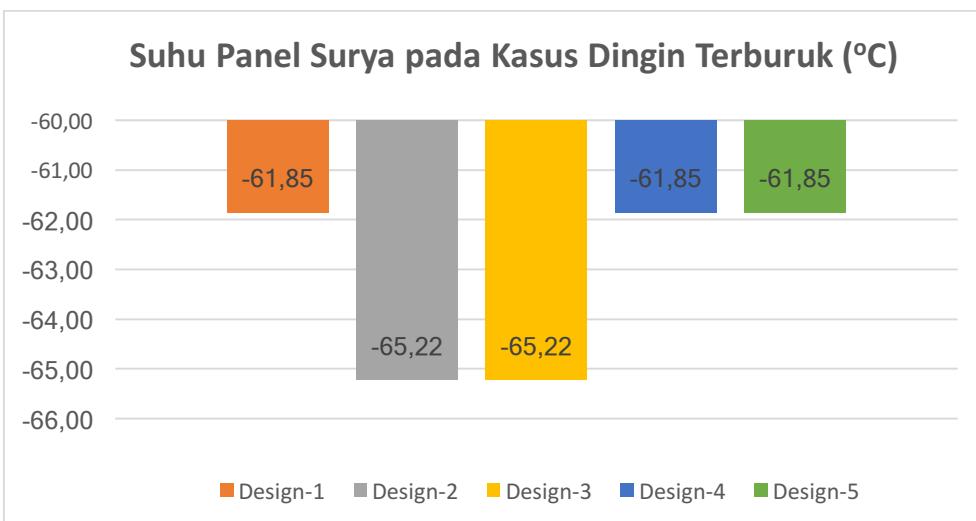
Berdasarkan persamaan (4-1), pada kondisi kesetimbangan stabil pada sub bab 4.2 didapat hasil suhu pada kasus panas terburuk (*worst hot case*) masing-masing desain panel surya yang dapat dibentangkan terlihat pada Gambar 5-1. Pada kasus panas terburuk, dihasilkan suhu tertinggi panel surya yang dapat dibentangkan yaitu 77.58°C yang terjadi pada Desain-4 dan suhu terendah yaitu 44.55°C yang terjadi pada

Desain-5. Pada kasus dingin terburuk (*worst cold case*) dihasilkan suhu tertinggi panel surya yang dapat dibentangkan yaitu  $-61.85^{\circ}\text{C}$  dan suhu terendah yaitu  $-65.22^{\circ}\text{C}$ .

Suhu tertinggi terjadi pada Desain-1,4 dan 5, sedangkan suhu terendah terjadi pada Desain-2 dan 3 terlihat pada Gambar 5-2.



Gambar 5-1: Hasil perhitungan suhu panel surya yang dapat dibentangkan pada kasus panas terburuk



Gambar 5-2: Hasil perhitungan suhu panel surya yang dapat dibentangkan pada kasus dingin terburuk

Pada Desain-5 dengan nilai *absorptivity* permukaan depan 0.24 dan nilai *emissivity* permukaan belakang 0.99 pada kasus panas terburuk menghasilkan suhu panel surya yang

dapat dibentangkan sebesar  $44.55^{\circ}\text{C}$  dibandingkan dengan Desain-4 yang memiliki nilai *absorptivity* pada permukaan depan sebesar 0.95 dan nilai *emissivity* permukaan belakang sebesar

0.9, dihasilkan suhu panel surya yang dapat dibentangkan sebesar  $77.58^{\circ}\text{C}$ .

Pada kasus dingin terburuk, Desain-1, 4 dan 5 dengan nilai *emissivity* permukaan depan dan belakang sebesar 0.9 menghasilkan suhu  $-61.85^{\circ}\text{C}$  lebih tinggi bila dibandingkan dengan Desain-2 dan 3 dengan nilai *emissivity* sebesar 0.76 yang menghasilkan suhu panel surya yang dapat dibentangkan sebesar  $-65.22^{\circ}\text{C}$ . Pada kondisi ini terlihat bahwa nilai *absorptivity* tidak terlalu berpengaruh terhadap suhu panel surya yang dapat dibentangkan. Hal ini dikarenakan satelit berada pada posisi *eclipse* dimana tidak terdapat energi masukan dari sinar matahari dan albedo bumi.

Almehisni (2018) melakukan penelitian suhu panel surya dengan jalur perpindahan panas yang berbeda antara panel surya dan MBS. Dari hasil analisis simulasi menggunakan perangkat lunak NX Space Thermal Simulation dihasilkan suhu panel surya adalah  $85^{\circ}\text{C}$  pada kasus panas terburuk dan  $-60^{\circ}\text{C}$  pada kasus dingin terburuk, dengan menggunakan material *thermal patch* G10 ( $\alpha=0.12$ ,  $\varepsilon=0.85$ ). Höhn (2015) melakukan analisis suhu panel surya yang dapat dibentangkan, dari hasil analisis bahwa pada kasus panas terburuk suhu panel surya mencapai  $100^{\circ}\text{C}$  dan kasus dingin terburuk mencapai  $-60^{\circ}\text{C}$  menggunakan nilai termo optik abrsorptivity 0.92 dan emissivity 0.85.

Berdasarkan persamaan-persamaan pada Bagian 3 dan 4 terlihat bahwa pada kasus panas terburuk suhu panel surya yang dapat dibentangkan sangat dipengaruhi oleh nilai absorptivity dan emissivity permukaan depan dan belakang, dimana nilai absorptivity dan emissivity saling mempengaruhi satu sama lain. Peningkatan nilai absorptivity berpengaruh pada peningkatan suhu panel surya yang dapat dibentangkan.

Sebaliknya, penurunan nilai absorptivity berpengaruh pada penurunan suhu panel surya yang dapat dibentangkan. Peningkatan nilai *emissivity* permukaan belakang panel surya berakibat pada penurunan suhu panel surya yang dapat dibentangkan, dan sebaliknya penurunan nilai *emissivity* berakibat peningkatan suhu panel surya yang dapat dibentangkan.

Pada kasus dingin terburuk, suhu panel surya yang dapat dibentangkan sangat dipengaruhi oleh nilai *emissivity* permukaan depan dan belakang. Peningkatan nilai *emissivity* berakibat peningkatan suhu panel surya yang dapat dibentangkan, sebaliknya penurunan nilai *emissivity* berakibat penurunan suhu panel surya yang dapat dibentangkan.

## 6 KESIMPULAN

Pada desain kontrol termal pasif, nilai termo optikal sangat berpengaruh terhadap suhu dari panel surya yang dapat dibentangkan selain nilai parameter orbit satelit. Seluruh desain kontrol termal panel surya yang dapat dibentangkan mikrosatelit-SAR LAPAN pada kasus panas terburuk masih dalam batas suhu kerja yang telah ditetapkan lebih kecil dari  $100^{\circ}\text{C}$ . Pada kasus dingin terburuk seluruh desain kontrol termal melewati batasan suhu yang telah ditetapkan lebih besar dari  $-60^{\circ}\text{C}$ , akan tetapi suhu pada Desain-1, 4 dan 5 paling mendekati yaitu  $-61.85^{\circ}\text{C}$ .

Desain-5 dengan permukaan akhir menggunakan *Chemglaze A276 white paint* pada permukaan depan dan permukaan belakang panel surya yang dapat dibentangkan dalam kasus panas terburuk menghasilkan suhu yang masuk dan pada kasus dingin terburuk paling mendekati dari kriteria desain dibandingkan dengan desain lainnya, sehingga dapat digunakan pada panel

surya yang dapat dibentangkan mikrosatelite SAR-LAPAN.

### **UCAPAN TERIMA KASIH**

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Pusat Teknologi Satelit – LAPAN dan Kemenristekdikti melalui program Pendidikan Non Gelar yang telah memberikan dukungan dalam penelitian ini.

### **DAFTAR PUSTAKA**

- Almehisni, Reem and Al Naimat, Fadi, 2018. *Heat Transfer Influence of Solar Panel on Spacecraft*, Advances in Science and Engineering Technology International Conferences (ASET), Abu Dhabi, United Arab Emirates.
- Boushon, Katelyn Elizabeth, 2018, *Thermal analysis and control of small satellites in low Earth orbit*, Masters Theses. 7755.
- Das, Tilok K., et al., 2015. *A Simple Thermal Design Procedure for Micro and Nano Satellite with Deployable Solar Array Panel*, International Conference on Environtment Systems, Washington.
- Gilmore, D.G., 2002, *Spacecraft Thermal Control Handbook*, El Segundo, Calif.: Aerospace Press, ISBN: 1-884989-11-X (v.1).
- Goueffon, Yann, et al., 2009. *Study of Degradation Mechanisms of Black Anodic Films in Simulated Space Environment*. 11th International Symposium on Materials in Space Environment, Aix-en-Provence, France. pp.0. ffhal-01851864ff, Sep 2009.
- Höhn, Patrick, 2015. *Design and Validation of an Articulated Solar Panel for Cubesat*, 29<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite, Utah State University, Logan, Utah, USA, 2015.
- Inoue, R., Totani, T., Ogawa, H., Wakita, M., and Nagata, H., 2012. *Thermal Analyses and Guideline of Nano and Micro Satellites on Sun-synchronous Orbits*, 4<sup>th</sup> Nano Satellite Symposium, UN/University of Tokyo, Nagoya, Japan, 2012.
- Li Junlan, Yan Shaoze, Cai Renyu, 2013. *Thermal Analysis of Composite Solar Array Subjected to Space Heat Flux*, Aerospace Science and Technology 27, 84-94.
- Mitchao, D., Totani T., et al., 2017. *Thermal Design and On-orbit Validation of the First Philipine Micro-satellite: DIWATA-1*, 47<sup>th</sup> International Conference on Environmental Systems, ICES-2017-130, South Carolina, July 2017.
- Oraby Osama A., El-Kordy Mohamed F., El-Madany Hanaa T., Fahmy Faten H., 2014. *UASat Solar Array Design and Perfomance and Characteristics*, International Journal of Science, Engineering and Technology Research (IJJSETR), Volume 3, Issue 2, February 2014.
- R.D. Karam, 1998. *Satellite Thermal Control for Systems Engineers*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, ISBN (print): 978-1-56347-276-3, eISBN: 978-1-60086-652-4.
- Septanto, H., Soejana, O., 2018. *Simulation Approach to Determine Position of the Fixed Onstalled Deployable Solar Panel*, IEEE ICARES 2018.
- Totani, T., Ogawa, H., Inoue, R., Wakita, M., and Nagata, H., 2013. *One Nodal Thermal Analysis for Nano and Micro Satellites on Sun-Synchronous Orbits*, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 11, pp. 71-78.
- Totani, T., Ogawa, H., Inoue, R., Das, T. K., Wakita, M., and Nagata, H., 2013. *Proposal Procedure of Thermal Design*

- on Micro and Nano Satellites Pointing to Earth, 43<sup>rd</sup> International Conference on Environmental Systems, AIAA 2013-3490, Vail, CO, 2013.
- Totani, T., Inoue, R., Ogawa, H., Das, T. K., Wakita, M., and Nagata, H., 2014. *Thermal Design Procedure for Micro- and Nano-satellites Pointing to Earth*, Journal of Thermodynamics and Heat Transfer, Vol. 28, No. 3, pp. 524-533.
- Totani, T., Inoue, R., Ogawa, H., Das, T. K., Wakita, M., and Nagata, H., 2014. *New Procedure for Thermal Design on Micro- and Nano-satellites Pointing to Earth*, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. 11-20.
- Triharjanto, R. H., Budiantoro, P. A., Yanto, D., Sumantyo, J. T. S., 2018. *The Design Progress of LAPAN-Chiba University SAR Microsatellite*, IEEE ICARES 2018.
- Triharjanto, R.H., Budiantoro, P.A., 2018. *Stifness Evaluation of LAPAN-A5/ Chibasat Deployable Solar Panel Composite Plate Using Simplified Finite Element Model*, Journal of Aerospace Technology, Vol.16 No.2.
- W. K. Tobiska, 2011. *The Space Environment*, in *Space Mission Engineering: The New SMAD*, J. R. Wertz, D. F. Everett, and J. J. Puschell, Eds. Hawthorne, CA: Microcosm Press, pp-127-148