

RADIATOR TERMAL SEBAGAI SISTEM PENOLAK PANAS PADA SATELIT BENTUK SILINDER

Ahmad Fauzi^{1*)}, Poki Agung Budiantoro^{*)}

Pusat Teknologi Satelit - LAPAN
Jl. Cagak Satelit Km.04 Bogor, Jawa Barat

^{*)} E-mail: affauzicemail@gmail.com, pokiagung@gmail.com

Abstrak

Panas terjadi pada satelit karena pengaruh lingkungan antariksa, khususnya sinar matahari sebagai sumber energi panel surya satelit. Panel surya menghasilkan energi yang disimpan oleh baterai satelit, yang dibutuhkan untuk operasional satelit dalam keadaan *eclipse*. Sinar matahari dapat menyebabkan menurunnya kinerja satelit jika energi yang dihasilkan melebihi batas kapasitas simpan daya baterai, sehingga mengancam keberlangsungan kinerja satelit. Jumlah energi yang dibutuhkan satelit dapat diatur, salah satunya dengan menganalisis bagian krusial sisi satelit. Makalah ini membahas penggunaan jumlah panas per satuan luas dari permukaan panel satelit sebagai sistem penolak panas (radiator), yang berfungsi membuang panas berlebih yang dihasilkan oleh komponen elektronik dan radiasi dari eksternal satelit di ruang antariksa. Kemampuan dari 4 jenis bahan sebagai termal radiator dievaluasi. Hasil studi memperlihatkan bahwa sistem penolak panas dengan bahan lapisan radiator jenis OSR Aluminium mempunyai kenaikan jumlah panas yang dibuang atau ditolak ke ruang hampa yang tinggi sebesar $143,90 \text{ W/m}^2$ pada suhu -50°C dan $776,95 \text{ W/m}^2$ pada suhu $+50^\circ\text{C}$ di musim panas (*summer solstice*), sedangkan jumlah panas yang dibuang ke ruang hampa dengan jumlah yang terendah terjadi pada bahan lapisan radiator jenis White Paint SG-121FD sebesar $-170,68 \text{ W/m}^2$ pada suhu -50°C dan $517,07 \text{ W/m}^2$ pada suhu $+50^\circ\text{C}$ di musim dingin (*winter solstice*).

Kata kunci: satelit, termal, lapisan pelindung, radiator, penolak panas

Abstract

The heat occurred in satellites is due to the influence of the space environment, especially sunlight as the energy source for satellite solar panels. Solar panels produce energy stored by satellite batteries to assist satellite operations during eclipse. Sunlight can cause degradation in satellite performance if the energy produced exceeds the capacity limit for battery power storage which reduce satellite performance in carrying out its mission. The amount of energy needed by the satellite is set by analyzing the crucial side of the satellite. This paper discusses the amount of heat per unit area of the satellite panel surface as a heat-rejection system (radiator) which dispose of the excess heat generated by electronic components and the radiant heat load from external. Four types of thermal coating materials are evaluated as thermal radiators. The results show that the heat-rejection system with aluminum OSR radiator coating material has an increase in the amount of heat discharged or rejected into a high vacuum of $143,90 \text{ W/m}^2$ at -50°C and $776,95 \text{ W/m}^2$ at $+50^\circ\text{C}$ in summer solstice, while the amount of heat discharged into a vacuum with the lowest amount occurs in the radiator coating material SG-121FD White Paint type is $-170,68 \text{ W/m}^2$ at -50°C and $517,07 \text{ W/m}^2$ at $+50^\circ\text{C}$ in winter solstice.

Keywords: satellite, thermal, coating, radiator, heat rejection.

1. Pendahuluan

Satelit adakalanya mengalami degradasi panas yang mengganggu komponen sistem atau sub sistem satelit lainnya. Degradasi panas pada satelit yang terbesar terjadi karena pengaruh lingkungan eksternal antariksa, selain lingkungan internal satelit seperti panas yang disebabkan oleh komponen elektronik sub sistem satelit lainnya. Tetapi pengaruh eksternal satelit yaitu pengaruh dari

eksternal lingkungan antariksa terutama sinar matahari merupakan sumber radiasi panas yang terbesar dan dapat menyebabkan kerusakan fatal dan kegagalan misi satelit. Untuk mencegah hal tersebut, biasanya pada satelit terdapat sebuah sistem penolak panas (HRS, *Heat Rejection System*) yang biasanya dalam bentuk sebidang luas permukaan untuk membuang energi panas dalam bentuk radiasi ke ruang hampa (*space*). Sistem penolak panas (HRS) pada satelit dinamakan radiator. Penggunaan radiator termal satelit biasanya diterapkan pada satelit

dengan sistem termal pasif (PTCS, *Passive Thermal Control System*), dan pada umumnya radiator termal satelit terbuat dari bahan khusus yang mampu menerima dan merambatkan energi panas, dan bagian yang menghadap matahari menggunakan bahan yang mampu menyerap energi matahari secara maksimal dan bagian yang menghadap ke Bumi, mampu melepaskan energi panas. Radiator termal satelit mempunyai sistem perlindungan termal yang mengontrol beban panas yang masuk dan panas yang keluar dari satelit.

Radiator termal satelit pada umumnya mempunyai emissivitas yang tinggi untuk memaksimalkan panas yang dibuang, dan daya serap matahari yang rendah untuk membatasi panas dari matahari. Radiator mampu membuang sejumlah panas berlebih (panas internal satelit yang dihasilkan oleh komponen elektronik, dan beban panas radiasi dari eksternal satelit) yang terjadi pada satelit ke ruang hampa, yang dapat mencapai suhu vakum sekitar 0°K atau -273°C [1], dan besarnya panas yang dibuang tersebut tergantung pada temperatur, luas permukaan dan sifat termal radiator satelit.

Penempatan radiator pada satelit terletak dari arah utara ke selatan sesuai dengan arah datang sinar matahari. Adapun prinsip dari radiator pada satelit adalah keseimbangan energi dari panas yang dihasilkan oleh internal satelit ditambah panas yang diserap dari luar satelit sama dengan panas yang dibuang ke ruang hampa atau antariksa [2]. Karena salah satu faktor kunci dari performa termal satelit adalah kehandalan satelit dalam membuang panas yang berlebih ke ruang antariksa. Menurut [2] ada tiga bentuk radiator termal satelit, yaitu: *rectangular (flat plate)*, silinder, dan elips. Ukuran radiator tergantung pada besarnya daya yang dikeluarkan, temperatur panas yang dibuang (ditentukan oleh bagian yang dikontrol), dan temperatur lingkungan sekitar [3]. Banyak para *engineer* termal satelit telah melakukan penelitian tentang radiator termal yang menjadi referensi dalam mendesain maupun menganalisis sistem kontrol termal, di antaranya Silva dkk, [4] yang mempelajari tentang penggunaan isolasi pada sistem termal satelit Amazonia-1 untuk melindungi panel struktur bagian luar dari bahaya radiasi matahari, dan menggunakan radiator pada empat sisi panel untuk menolak disipasi panas internal satelit. Moffitt B.A., dkk [5] melakukan penelitian tentang sistem termal aktif dan pasif dengan menggunakan *optical properties* termal radiator jenis *Z-93 Paint* untuk membuang panas luar dan panas internal satelit Combat Sentinel (CSSAT). Silva dkk, [6] juga melakukan investigasi dan mempelajari penggunaan dari tiga jenis bahan lapisan pelindung (*coating*) radiator dengan memperhatikan luas penampang radiator terhadap massa satelit, jenis lapisan pelindung *White Paint MAP SG121 FD* dipilih sebagai sistem desain termal radiator satelit, dengan konsumsi daya *heater* yang dibutuhkan oleh satelit dapat dirubah dengan menambahkan bobot sekitar 0,7 kg dari massa satelit. Anvari dkk [7] yang mempelajari radiator termal satelit

dengan menganalisis dan memprediksi temperatur satelit menggunakan tiga jenis bahan pelindung radiator, dan memperhatikan kestabilan *optical properties* bahan pelindung yang digunakan terhadap laju tingkat degradasi termal, biaya produksi yang rendah, dan kemudahan penggunaan aplikasi, maka mereka menggunakan SG121 FD *White Paint* sebagai radiator sistem termal satelit. Bulut dkk [8] yang melakukan penelitian menghitung luas penampang radiator satelit pada kondisi *hot (WHC)* dan *cold case, (WCC)*, dan dilakukan dengan cara tiga *mode* posisi satelit untuk mengetahui luas penampang dan temperatur radiator. Pada studi termal radiator ini, yang menjadi fokus analisis yaitu kelas satelit dengan bentuk silinder menggunakan sistem kontrol termal pasif, sedangkan karakteristik satelit seperti pada Tabel.1. Penelitian tentang analisis termal radiator pada satelit pernah dilakukan oleh [2], sedangkan disini penulis mencoba menganalisis luas area radiator satelit bentuk silinder untuk mengetahui besaran energi per luas area yang diperlukan dari penggunaan 4 jenis lapisan pelindung radiator.

Tabel 1. Karakteristik satelit

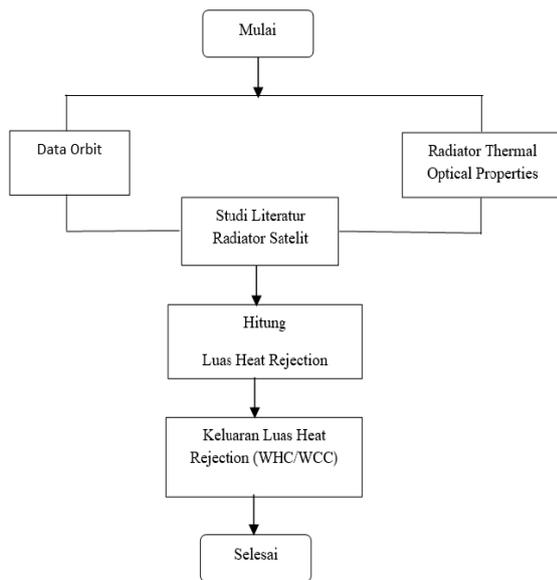
Parameter	Nilai	Keterangan
Dimensi Satelit (d x h)	560 mm x 930 mm	Asumsi
Orbit	Sun Synchronous dengan inklinasi 51,6°	Asumsi
Periode Orbit	92,6 menit	Hitung
Tinggi Orbit	400 km	Diberikan

Tiga sumber panas eksternal yang terjadi pada satelit yaitu panas matahari Q_{sun} , panas albedo Q_{Albedo} , dan panas *infrared* Bumi, Q_{Earth} [9], [10] diperhitungkan pada analisis ini.

Pada analisis simulasi ini dihitung jumlah besaran jumlah panas yang di tolak oleh satelit jika membutuhkan radiator untuk membuang panas berlebih, analisis simulasi ini dilakukan secara matematis dengan memperhatikan sifat termal radiator dengan asumsi bentuk satelit adalah silinder dengan didukung beberapa data satelit.

2. Metode

Metodologi yang digunakan pada studi ini adalah studi literatur pustaka dari berbagai sumber yang ada, dengan memperhatikan data orbit dan data radiator termal *optical properties* panel satelit yang digunakan. Selain itu juga memperhatikan data lingkungan antariksa yang digunakan dalam perhitungan, besarnya daya pada rentang temperatur yang diberikan terhadap luas penampang permukaan termal radiator yang digunakan oleh satelit untuk menolak atau membuang panas yang berlebih ke ruang hampa. Adapun alur menghitung besarnya jumlah panas yang ditolak per luas area seperti pada Gambar 1.



Gambar 1. Alur perhitungan *heat rejection area* satelit

Alur metodologi dimulai dengan mengetahui data karakteristik satelit seperti pada Tabel 1, dan data lingkungan termal satelit (Tabel 2). Kemudian melakukan studi literature tentang cara menghitung luas panas yang dibuang per satuan luas, dan dengan literature tersebut dilakukan perhitungan luas HRS. Hal penting yang harus diperhatikan adalah bentuk atau dimensi satelit, untuk menghitung luas permukaan satelit.

3. Hasil dan Pembahasan

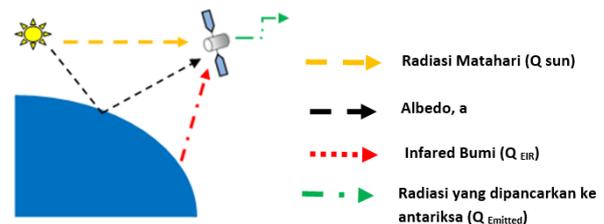
3.1. Lingkungan Thermal

Satelit merupakan benda bergerak yang berotasi mengelilingi bumi dengan orbit tertentu. Satelit yang telah didesain dan diluncurkan sesuai dengan misi yang diemban, dan setelah diluncurkan satelit ber orbit sesuai dengan rancangan yang telah dibuat. Satelit yang telah berada di orbitnya mengalami berbagai pengaruh lingkungan, baik pengaruh dari internal maupun eksternal satelit. Pengaruh internal satelit biasanya berasal dari degradasi panas yang disebabkan oleh panas penggunaan komponen elektronik atau disebut sebagai disipasi daya. Sedangkan panas yang terjadi di luar lebih disebabkan karena pengaruh panas di lingkungan antariksa, seperti yang diberikan pada Gambar 2. Matahari sebagai sumber energi penghasil panas tertinggi merupakan ancaman yang dapat merusak operasi dan misi satelit. Oleh karena itu harus mempertimbangkan berbagai analisis lebih lanjut. Sistem yang bertugas untuk melakukan analisis pengaruh lingkungan antariksa pada sistem satelit, di antaranya adalah sub sistem termal. Sistem kendali termal pada satelit terdiri dari dua jenis yaitu sistem termal aktif dan pasif. Pada studi ini dilakukan analisis pada satelit dengan spesifikasi lingkungan termal seperti pada Tabel 2.

Tabel 2. Parameter karakteristik lingkungan termal satelit [10], [11]

Parameter	Kondisi Maksimum (Winter Solstice)	Kondisi Minimum (Summer Solstice)
Solar Constant	1.414 W/m ²	1.323 W/m ²
Albedo	0,35	0,25
Earth IR Flux	260 W/m ²	220 W/m ²
Earth Albedo Flux	494,6 W/m ²	330,75 W/m ²
Power Dissipation	Maksimum	Minimum

Pada Tabel 2 diberikan data parameter karakteristik lingkungan termal yang digunakan pada analisis ini. Analisis studi ini dilakukan untuk mengetahui seberapa besar panas yang ditolak atau dibuang oleh satelit ke antariksa dengan orbit *sun synchronous* dan didukung data sifat bahan termal sebagai pelindung radiator yang digunakan seperti pada Tabel 3. Radiator satelit umumnya menggunakan lapisan pelindung jenis *white paint* yang transparan seperti teflon yang mempunyai emisivitas yang tinggi dan dapat mengurangi panas yang diserap [9]. Bahan radiator seperti ini dikenal sebagai SSM (*second-surface mirror*) atau OSR (*Optical Solar reflector*), yang memiliki perbandingan absorptivitas dan emisivitas yang rendah [12].



Gambar 2. Lingkungan termal satelit [9]

Tabel 3. Radiator *thermo optical properties*

Material-Optical Properties	Solar Absorptivity, α_s	IR Emissivity, ϵ_{IR}
PS 347 UVS Coated OSR (CMX) [6]	0,060	0,83
White Paint SG-121FD [7]	0,20	0,88
OSR silvered fusel silica (quartz) [9]	0,07	0,80
OSR Aluminum [12]	0,026	0,810

3.2. Sistem penolak panas pada satelit

Penelitian yang dilakukan oleh [2][13] tentang analisis besarnya panas yang ditolak pada satelit orbit geostasioner, yang mengatakan bahwa, panas *albedo* dan panas *infrared* bumi dapat diabaikan karena kedua faktor tersebut sangat dimungkinkan tidak terjadi pada satelit orbit GEO dengan ketinggian di atas 36.000 km dari permukaan bumi. Berdasarkan hal tersebut, penulis melakukan kajian analisis terhadap satelit berbentuk silinder dengan orbit rendah bumi *polar sun synchronous* dengan didukung data pada Tabel 1 dan Tabel 2. Berdasarkan persamaan yang

diberikan oleh [2], maka persamaan keseimbangan energi radiator satelit, dapat dituliskan menjadi,

$$Q^d + Q_{SUN} + Q_{ALBEDO} + Q_{EIR} = \varepsilon \cdot A^r \cdot \sigma \cdot T^4 \quad (1)$$

$$Q^d + \alpha_s \cdot A_s \cdot G_s \cdot \cos\theta + \alpha_s \cdot q_{albedo} \cdot A_{Albedo} + \varepsilon \cdot q_{EIR} \cdot A_{EIR} = \varepsilon \cdot A^r \cdot \sigma \cdot T^4 \quad (2)$$

Sehingga pada persamaan 2, besarnya panas yang dibuang oleh radiator satelit dapat dituliskan menjadi,

$$Q^d = \varepsilon \cdot A^r \cdot \sigma \cdot T^4 - (\alpha_s \cdot A_s \cdot G_s \cdot \cos\theta + \alpha_s \cdot q_{albedo} \cdot A_{Albedo} + \varepsilon \cdot q_{EIR} \cdot A_{EIR}) \quad (3)$$

dan pada satelit orbit rendah Bumi, dengan tidak mengabaikan faktor albedo (energi yang dipantulkan oleh matahari, q_{albedo}) dan faktor emisi IR (energi *infrared* bumi, q_{EIR}), maka panas yang dibuang per satuan luas radiator pada satelit dapat dijabarkan seperti pada persamaan 4.

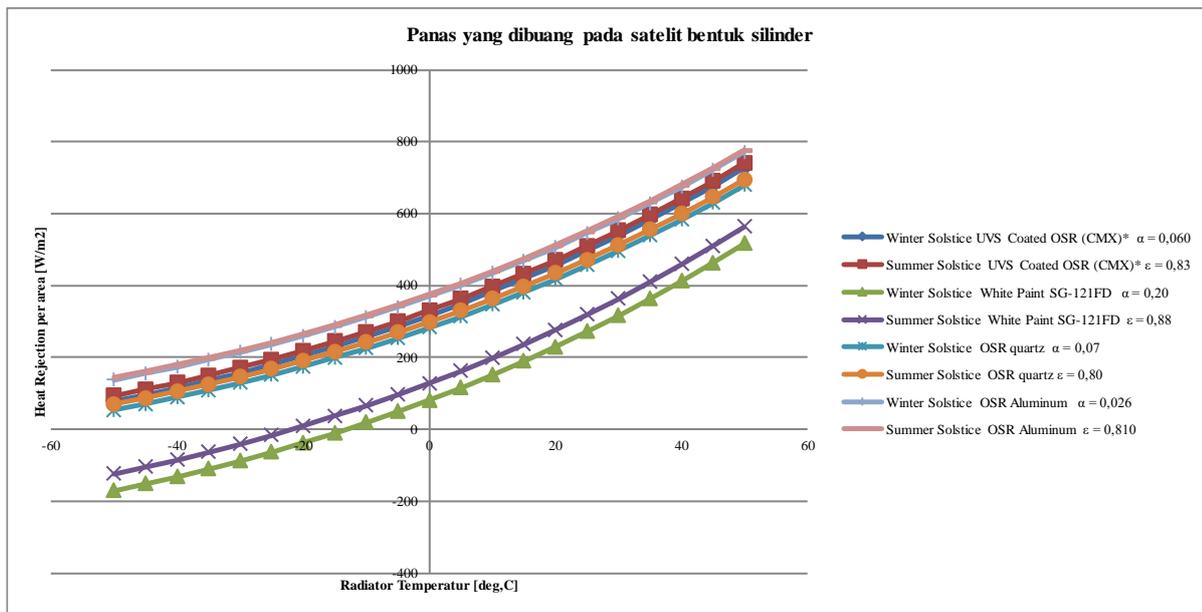
$$\frac{Q^d}{A^r} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 - \left(\alpha_s \cdot \left(\frac{A_s}{A^r} \right) \cdot G_s \cdot \cos\theta + \alpha_s \cdot \left(\frac{A_{albedo}}{A^r} \right) \cdot q_{albedo} + \varepsilon \cdot \left(\frac{A_{EIR}}{A^r} \right) \cdot q_{EIR} \right) \quad (4)$$

Dengan Q^d / A^r adalah *heat rejection per area*, A_s dan A^r adalah, luas penampang area yang terpapar cahaya matahari dan luas permukaan radiator satelit, dan θ adalah *sun incident angle*.

Pada studi ini, analisis dilakukan untuk mengetahui besarnya luas penampang disipasi panas dari penggunaan berbagai jenis lapisan radiator (*radiator coating*) yang pernah digunakan oleh satelit. Lapisan pelindung (*coating*) untuk radiator satelit berguna untuk melindungi bagian eksternal satelit dari bahaya radiasi matahari, dengan intensitas matahari paling panas bisa mencapai sekitar 1.414 W/m² sedangkan energi matahari yang masuk terbesar di belahan Bumi selatan, dan intensitas panas matahari terendah sekitar 1.323 W/m² dengan energi matahari yang masuk terbesar di belahan Bumi utara [9]. Radiator pada satelit berbentuk silinder pada studi ini dilakukan kajian untuk mengetahui berapa besar panas yang dapat dibuang ke ruang hampa. Satelit ketika berada pada orbitnya, ada kalanya mengalami disipasi panas

maksimum dan disipasi panas minimum yang mempengaruhi kinerja satelit [14]. Pada studi awal ini dilakukan analisis dari beberapa jenis *coating* yang sering digunakan oleh banyak satelit sebagai radiator, yaitu lapisan pelindung jenis *white paint* dan OSR. OSR sering kali digunakan sebagai kontrol termal satelit khususnya pada sisi dari bagian satelit yang menghadap matahari, dengan cara memantulkan radiasi matahari dan radiasi panas yang dihasilkan oleh internal satelit, kemudian membuangnya ke ruang hampa. Sedangkan lapisan radiator, *white paint* mempunyai kemampuan tingkat degradasi yang baik pada lingkungan antariksa, selain biaya yang murah, dan kemudahan penggunaannya pada permukaan panel satelit [7][15]. Besaran energi per satuan luas dari panas yang dibuang oleh satelit bentuk silinder tersebut dapat dihitung dengan menggunakan persamaan 4. Berikut hasil analisis besarnya panas yang dibuang ke *space* pada satelit bentuk silinder seperti pada Gambar 3.

Hasil secara analitis ditunjukkan dalam bentuk grafik seperti pada Gambar 3 dengan sistem penolak panas menggunakan bahan lapisan radiator jenis OSR Aluminium mempunyai kenaikan jumlah panas yang dibuang atau ditolak per satuan luas, ke ruang hampa yang tinggi yaitu sebesar 143,90 W/m² pada suhu -50°C dan 776,95 W/m² pada suhu +50°C di musim panas (*summer solstice*), sedangkan jumlah panas yang dibuang ke ruang hampa per satuan luas dengan jumlah yang terendah terjadi pada bahan lapisan radiator jenis White Paint SG-121FD sebesar -170,68 W/m² pada suhu -50°C dan 517,07 W/m² pada suhu +50°C di musim dingin (*winter solstice*). Selain itu juga perbandingan nilai absorptivitas dan emisivitas (rasio α/ε) bahan lapisan yang digunakan mempengaruhi besarnya jumlah panas yang dibuang, dengan perbandingan α/ε pada bahan lapisan radiator jenis OSR aluminium lebih kecil dibandingkan dengan bahan lapisan radiator jenis *White Paint* SG-121FD.



Gambar 3. Grafik radiator heat rejection per satuan luas

4. Kesimpulan

Telah dilakukan studi analisis besarnya panas yang ditolak atau dibuang per satuan luas pada satelit berbentuk silinder dengan orbit rendah Bumi *sun synchronous*, dan analisis dilakukan pada 4 jenis lapisan radiator untuk mengetahui berapa besar jumlah panas per satuan luas yang terjadi pada satelit untuk dibuang ke ruang hampa. Hasil studi analisis menunjukkan bahan lapisan radiator jenis OSR aluminium mempunyai kenaikan jumlah panas yang dibuang atau ditolak per satuan luas, ke ruang hampa yang tinggi yaitu sebesar $143,90 \text{ W/m}^2$ pada suhu -50°C dan $776,95 \text{ W/m}^2$ pada suhu $+50^\circ\text{C}$ di musim panas (*summer solstice*), sedangkan jumlah panas yang dibuang ke ruang hampa per satuan luas dengan jumlah yang terendah terjadi pada bahan lapisan radiator jenis *White Paint* SG-121FD sebesar $-170,68 \text{ W/m}^2$ pada suhu -50°C dan $517,07 \text{ W/m}^2$ pada suhu $+50^\circ\text{C}$ di musim dingin (*winter solstice*).

Referensi

[1]. Peter Arnold van Wyk. Thermal Management and Control Space Satellite Systems and Subsystems in Orbit. Master Thesis. University of Stellenbosch. 2002.
 [2]. M. Bulut and N. Sozbir, "Heat rejection capability for geostationary satellites," *9th Ankara International Aerospace Conference*, pp.1-8, METU, Ankara, Turkey, Sept 2017.
 [3]. M.N. De Parolis & W. Pinter-Krainer, Current and Future Techniques for Spacecraft Thermal Control 1. Design drivers and current technologies. Thermal Control and Heat Rejection Section, ESTEC, Noordwijk, the Netherlands.
 [4]. D.F. da Silva, I. Muraoka, and E.C. Garcia. "Thermal Control Design Conception of the Amazonia-1 Satellite," *Journal of Aerospace Technology and*

Management, vol. 6, no. 2, pp. 169-176, Apr-Jun. 2014. <https://doi.org/10.5028/jatm.v6i2.320>
 [5]. B.A. Moffitt, and J.C. Batty. "Predictive Thermal Analysis of the Combat Sentinel Satellite," *Proceedings of the 16th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Session VI: Student Scholarship Competition. pp.1 -12, Jan 2002.
 [6]. QST Solar Reflectors v3 Datasheet. Qioptiq. Optical Solar Reflectors Designed and manufactured for thermal control.
 [7]. A. Anvari, F. Farhani, and K.S. Niaki." Comparative Study on Space Qualified Paints Used for Thermal Control of a Small Satellite," *Iranian Journal of Chemical Engineering*, vol. 6, no.2, pp. 50-62, (Spring) 2009.
 [8]. M. Bulut, and N. Sözbir, "Optimized Analytical Solution of Platform Panel Radiative Area Dimensioning of Geostationary Communications Satellites: A Practical Approach," *Sakarya University Journal of Science*, vol. 23, no. 5, pp. 986-992, Oct. 2019. <https://doi.org/10.16984/saufenbilder.546894>
 [9]. D.G. Gilmore. Spacecraft Thermal Control Handbook. Vol. I: Fundamental Technologies 2nd ed. El Segundo, CA: The Aerospace Corporation. 2002.
 [10]. Dinh DQ. Thermal Modeling of Nanosat. A Thesis, San Jose State University. 2012.
 [11]. M. Bulut, N. Sözbir, and S. Gulgonul S, "Thermal Control System of Cube Satellite." *6th Ankara International Aerospace Conference*, METU, Ankara, Turkey, pp.1-5, Sept. 2011.
 [12]. M. G. Boata, E.C. Garcia, M.B. dos Santos. and A.F. Beloto, " Assembly and Testing of a Thermal Control Component Developed in Brazil," *Journal of Aerospace Technology and Management.*, vol. 9, no. 2, pp. 249-256, 2017. <https://doi.org/10.5028/jatm.v9i2.650>
 [13]. A. Yao. and Y. Sakurai, "Thermal design approach of high powered communication satellite". In 17th AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, p. 1391, 1998.

- [14]. E. Arslantas, M. Bulut, and N. Sozbir. "The effect of uncertainty values of thermal control system on GEO satellites." In 2017 8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), pp. 253-257. 2017.
- [15]. A.K. Sharma, and Sridhara, N., "Degradation of thermal control materials under a simulated radiative space environment". Advances in space research, vol. 50 no. 10, 2012, pp.1411-1424.