

ANALISA TERMAL PADA STRUKTUR SATELIT NANO BRAZIL DENGAN MENGGUNAKAN PERANGKAT LUNAK THERMAL DESKTOP V.5.0

Ahmad Fauzi

Peneliti Bidang Mekatronika Dirgantara
Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)
Jl. Pemuda Persil No.1 Jakarta 13220
Email : fauzi7557@yahoo.com

Diterima : 7 Juli 2011

Disetujui : 30 Agustus 2012

Dipublikasikan : September 2012

ABSTRAK

Telah dilakukan analisa temperatur panas dan temperatur dingin *orbital heating rates* pada material *body* satelit nano Brazil, sebagai pengetahuan dan pembelajaran para *engineer* di LAPAN khususnya subsistem thermal. Analisa ini dilakukan untuk mengetahui besaran temperatur dari material *body* satelit ketika mengalami pemanasan di orbit. Sedangkan untuk mencegah terjadinya temperatur yang lebih ekstrim maka digunakan material pelindung berupa MLI (multilayer insulation) pada material *body* berupa kapton film 2mil dengan ITO (indium tin oxide) dan material *paint* pada panel surya.²⁾ Peralatan yang digunakan untuk menganalisa adalah perangkat lunak Thermal Desktop 5.0, sedangkan penghitungan temperatur menggunakan perangkat lunak Sinda/Fluint 5.0. Hasil yang didapat berupa grafik yang memperlihatkan besaran temperatur panas dan temperatur dingin yang terjadi pada material *body* dan panel surya satelit selama di orbit.

Kata kunci : thermal desktop 5.0, temperatur, satelit, sinda, orbit.

ABSTRACT

The analysis of Brazilian nanosatellite have been done for hot and cold case orbital heating rates on material body as knowledgement and learning for engineers especially thermal subsystem. This analysis has done intends for calculating amount of temperature distribution from material body satellite when happened heating rates in orbit. For prevented which happened of brutal condition so we used material as MLI (Multilayer Insulation) based on material body both kapton film, 2mil with ITO (indium tin oxide) and painting material on solar arrays. The tools is used for analyzing is Thermal Desktop 5.0 software, which for calculating temperature distribution we used Sinda/Fluint 5.0 software. The result that presenting as graphic which show hot and cold case are happen on material body satellite and solar arrays as long as in orbit.

Keywords : thermal desktop 5.0, temperature, satellite, sinda, orbit.

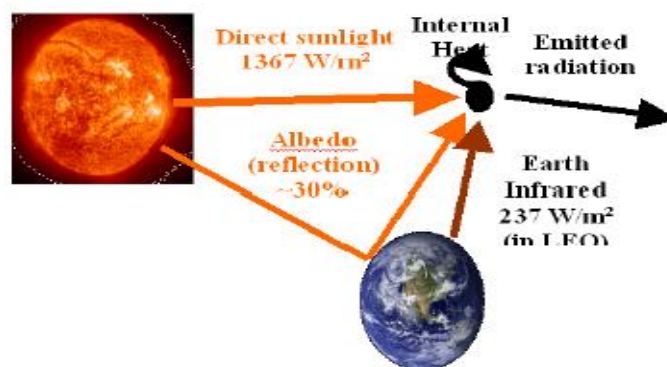
PENDAHULUAN

Kehadiran ilmu pengetahuan dan teknologi modern seperti listrik, teknologi nuklir, bioteknologi, komputer, radio telekomunikasi dan teknologi antariksa merupakan kemajuan yang dihasilkan dalam abad ini. Kemajuan dalam bidang teknologi dirgantara telah mendorong kemajuan di berbagai bidang seperti telekomunikasi, pendidikan, pertanian, kehutanan, pertambangan dan energi, pertumbuhan industri, manajemen sumber daya alam, kesehatan, lingkungan dan sebagainya. Penguasaan ilmu pengetahuan dan teknologi akan meningkatkan kemandirian serta daya saing bangsa sehingga akan berdampak pada kuatnya ketahanan nasional dalam menghadapi dinamika lingkungan strategis.

Indonesia telah cukup lama memperoleh manfaat yang besar dari aplikasi teknologi dirgantara seperti transportasi udara, telekomunikasi, penginderaan jauh, observasi bumi dan lingkungan, navigasi, geodesi dan sebagainya. Terkait dengan permasalahan tersebut, teknologi dirgantara telah memberikan banyak manfaat yang salah satunya adalah pemanfaatan teknologi satelit untuk pengamatan dari udara (surveillance). Teknologi surveillance memberikan berbagai informasi vital terkait dengan pemetaan suatu wilayah. Integrasi dari data-data vital yang diperoleh dari antariksa tersebut dengan data sosio-ekonomi menghasilkan strategi bagi pembangunan berkelanjutan di Indonesia secara terintegrasi pada semua aspek kehidupan. Beberapa negara berkembang seperti India dan China telah membangun kapabilitasnya dalam penguasaan teknologi dirgantara dengan membangun wahana antariksa berupa satelit untuk keperluan penginderaan jauh dan telekomunikasi beserta peluncur satelit secara mandiri. Suksesnya penguasaan dan penggunaan teknologi dirgantara yang dilakukan oleh kedua negara tersebut telah mendorong banyak negara berkembang di Asia lainnya termasuk Indonesia untuk mengikuti jejaknya.

Dengan kemampuan menggunakan daya komputer, telah dikembangkan suatu perangkat lunak yang digunakan untuk menghitung beban panas flux matahari yang terjadi pada satelit saat mengorbit dilintasannya. Perangkat lunak tersebut adalah Thermal Desktop 5.0. Perancangan beban thermal satelit dibutuhkan untuk mengetahui karakteristik orbit satelit untuk mendeterminasi beban panas flux yang terjadi pada permukaan satelit. Beban panas flux akan mempengaruhi kinerja satelit, oleh karena itu perlu dianalisa setiap sisi permukaan satelit. Hal ini dilakukan untuk mengetahui seberapa besar panas yang diserap oleh permukaan satelit. Analisa ini dikelompokkan menjadi dua kategori, yaitu beban panas flux yang terjadi pada permukaan satelit dengan temperatur paling panas yang dinamakan *hot case* (temperatur maksimum) dan beban panas flux yang terjadi pada permukaan satelit dengan temperatur paling dingin yang dinamakan *cold case* (temperatur minimum). Hasil analisa ini diperlihatkan dalam bentuk grafik temperatur yang menunjukkan besarnya temperatur maksimum dan minimum yang terjadi pada satelit

Flux panas yang terjadi pada setiap sisi permukaan satelit tergantung pada banyak parameter, seperti posisi satelit di orbit, sikap satelit, posisi relatif matahari, bumi dan satelit (eclipse times) dan bentuk geometri satelit. Ada tiga sumber utama flux panas yang terjadi di lingkungan orbit satelit, yaitu flux matahari langsung, flux panas albedo dan flux panas bumi yang terjadi pada satelit seperti yang diperlihatkan pada Gambar. 1



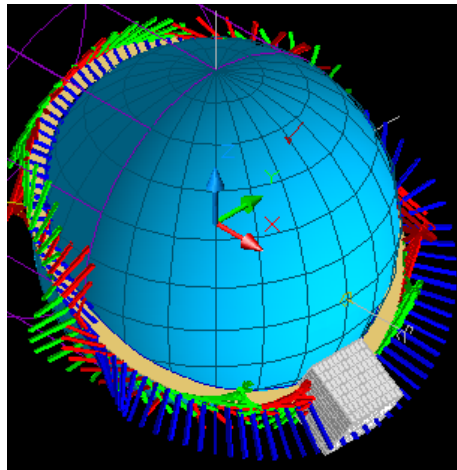
Gambar.1 Jenis-jenis beban panas yang terjadi di lingkungan orbit satelit⁴⁾

Flux panas matahari merupakan komponen utama beban panas yang terjadi pada satelit orbit LEO (Low earth Orbit). Sekitar 0.33 dari flux panas matahari dipantulkan ke bumi, dimana beberapa bagian flux ini terjadi pada satelit (flux panas albedo). Karakteristik penting lainnya yang ada pada lingkungan angkasa adalah ruang vakum udara. Satelit di lingkungan angkasa hanya dapat berinteraksi pada radiasi tiga sumber panas yang telah disebutkan diatas. Kondisi seimbang terjadi jika jumlah

radiasi ketiga sumber panas diatas sama dengan radiasi yang diemisi ke angkasa seperti yang dirumuskan dalam persamaan. 1

$$q_{\text{absorbed}} + q_{\text{radiated}} + q_{\text{emitted}} = 0 \quad (1)$$

Radiasi flux matahari terjadi dalam lima tingkatan, yaitu *summer solstice* (1326 W/m^2), *winter solstise* (1418 W/m^2), *autumn equenox* (1360 W/m^2) dan *vernal equinox* (1381 W/m^2)⁴. Untuk menghitung temperatur panas dan temperatur dingin pada satelit nano Brazil digunakan ketetapan nilai flux matahari adalah 1418 W/m^2 dengan radiasi infrared bumi (ϵ_{IR}) adalah 258 W/m^2 . Kedua data ini akan digunakan dalam perangkat lunak thermal desktop 5.0 untuk menghitung temperatur panas dan temperatur dingin yang dialami oleh satelit di orbit. Faktor lainnya adalah *beta angle* yaitu sudut antara bidang normal dan vektor matahari. Pada satelit nano Brazil, kondisi terburuk temperatur panas terjadi jika tidak ada bayang-bayang bumi dan disipasi panas internal bernilai maksimum (hot case) dan kondisi terburuk temperatur dingin terjadi jika satelit bergerak ke dalam bayang-bayang bumi, disipasi panas internal bernilai minimum (cold case). Gambar 3 memperlihatkan orbit satelit nano Brazil dengan ketinggian satelit 778 km dan beta angle 34° .

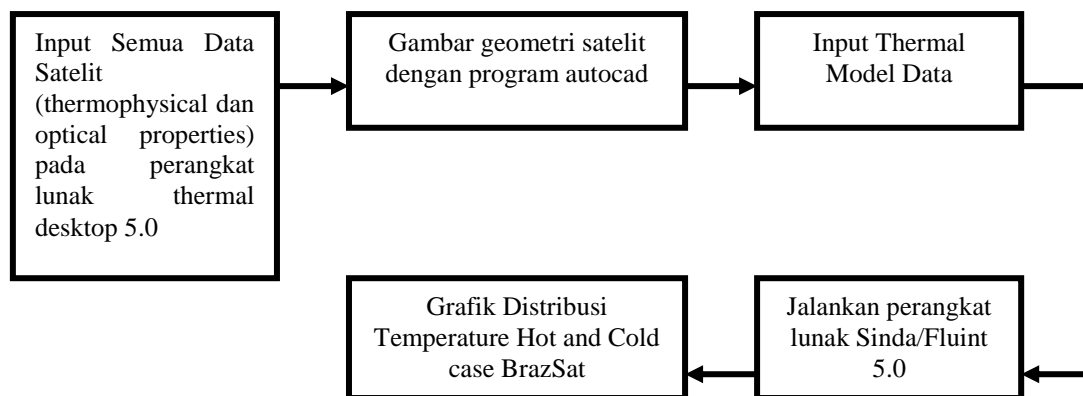


Gambar. 3 Orbit satelit nano brazil dengan beta angle 34°

Dalam perangkat lunak ini ada dua metode pendekatan, yaitu pendekatan *Progressive* dan pendekatan *Monte Carlo*, tapi disini secara umum hanya menggunakan pendekatan monte carlo sebagai metode penghitungan temperatur panas dan temperatur dingin yang terjadi pada satelit nano Brazil. Prinsip pendekatan ini adalah “*rays*” yang diemisi dari setiap *node* geometri satelit, menghasilkan efek sejumlah foton. Ketika foton mengenai permukaan body satelit maka energi yang dipancarkan dari *rays* kemudian diserap oleh permukaan body satelit. Waktu yang dibutuhkan untuk menyelesaikan proses penyerapan foton tergantung pada ukuran model satelit (geometri satelit). Semakin besar ukuran geometri satelit maka jumlah “*node*” semakin banyak dan waktu yang dibutuhkan juga semakin lama. Secara umum, proses ini dimulai dengan memasukkan data *optical property* dan *thermophysical*. Kemudian membuat bentuk geometri tiga dimensi satelit nano Brazil dengan program autocad yang terintegrasi dengan perangkat lunak thermal desktop 5.0 dan diberi input pada setiap permukaan body satelit dan panel surya. Dalam hal ini digunakan material aluminium alloy 2024, polished aluminium, aluminium teflon dan panel surya silikon. Selanjutnya digunakan *case set manager* dengan mengatur penghitungan Sinda/Fluint di setting waktunya selama 3600 detik dengan metode *Monte Carlo*, lalu perangkat lunak sinda dijalankan sehingga dihasilkan data berupa distribusi temperatur yang terjadi pada permukaan body satelit.

METODE

Metode analisis seperti yang diperlihatkan pada Gambar. 4, dimulai dengan memasukkan semua data pada satelit nano brazil diantaranya *thermophysical properties* dan *optical properties*, kemudian membuat bentuk geometri satelit dengan program autocad dan memasukkan thermal model data pada keenam sisi dan panel surya. Proses ini dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak Thermal desktop 5.0. Selanjutnya dilakukan analisis thermal untuk mengetahui distribusi temperatur panas dan temperatur dingin satelit nano Brazil dengan menggunakan perangkat lunak Sinda/Fluint 5.0 dan pendekatan yang digunakan adalah Monte Carlo.³⁾

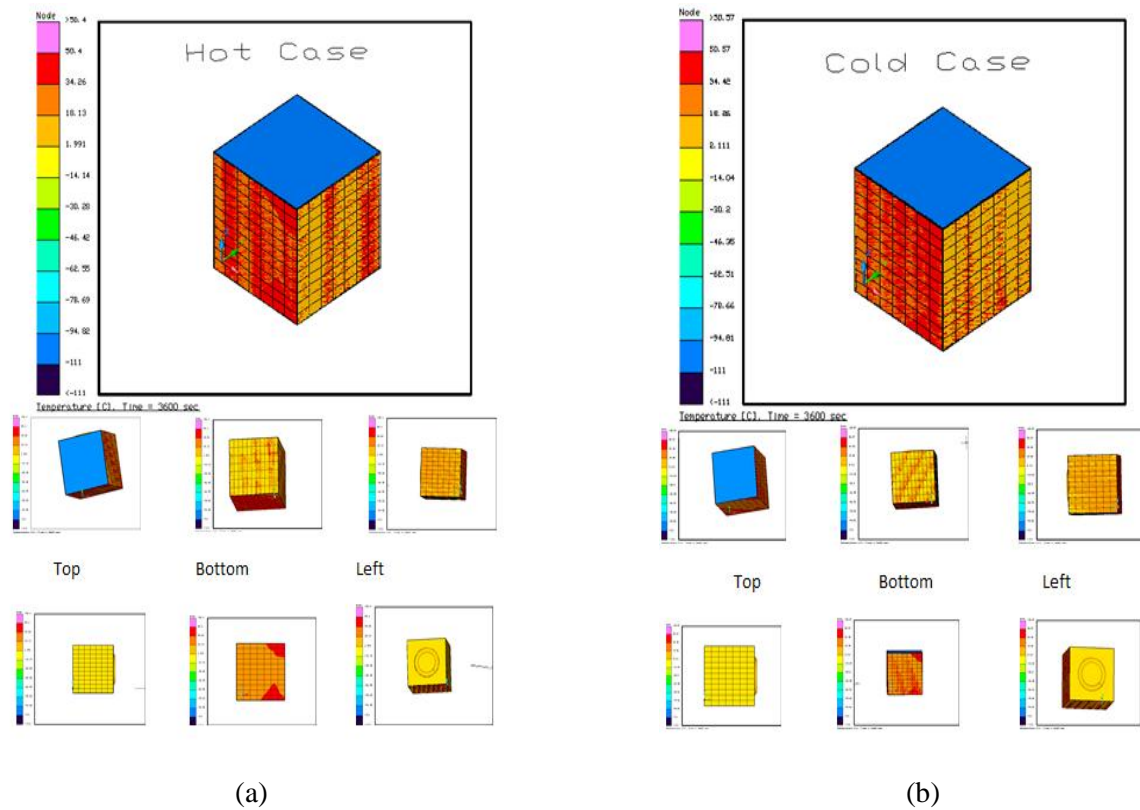


Gambar. 4 Proses Analisis Hot and Cold case BrazSat

Data kontrol untuk menganalisa thermal satelit BrazSat adalah aluminium teflon pada sumbu X+, polished aluminium pada sumbu Z+ dan aluminium 2024T6 pada sisi lainnya, semua material mempunyai ketebalan 5 mm. Sedangkan dimensi satelit berukuran 0,5 x 0,5 x 0,5 m dan ketinggian orbit satelit 778 km.¹⁾ Untuk material panel surya menggunakan silikon dengan ketebalan 2 mm. *Optical property* pada setiap sisi berbeda-beda, sumbu X+ menggunakan *optical properties* white epoxy untuk menyerap beban panas paling tinggi dan sumbu Z+ menggunakan *black paint* untuk menyerap beban panas paling rendah, sedangkan sisi lainnya menggunakan *white paint* untuk menjaga kestabilan temperatur pada peralatan elektronik dan muatan satelit.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Pertama-tama, memasukkan semua data ke dalam perangkat lunak Thermal desktop 5.0. Setelah model thermal BrazSat dibuat dan dijalankan dengan menggunakan perangkat lunak Sinda/Fluint 5.0 dan pendekatan Monte Carlo, maka akan didapatkan display orbit satelit BrazSat seperti yang diperlihatkan pada Gambar. 3. Dengan mengatur *case set manager*, maka didapatkan temperatur panas dan temperatur dingin (hot and cold case) BrazSat selama diorbitnya, seperti yang diperlihatkan pada Gambar.5



Gambar. 5 Hasil distribusi (a) temperatur panas dan (b) temperatur dingin (hot and cold case) BrazSat pada saat terjadi orbital heating rates (menggunakan kapton film, 2mil dengan ITO dan material painting)

Pada Gambar. 5 memperlihatkan hasil dari distribusi temperatur dingin satelit nano Brazil di setiap sisi permukaan telah terjadi heating rates selama di orbitnya seperti yang diperlihatkan pada Tabel 1. Dalam kasus ini satelit nano Brazil menggunakan material painting pada panel suryanya dan kapton film, 2mil dengan ITO sebagai material *coating* pada ke enam permukaan BrazSat. Dari Gambar. 5 dapat dilihat bahwa pada sisi permukaan front view (sumbu Y-) terdapat dua warna, dalam analisa ini digunakan warna yang paling dominan yang digunakan sebagai pedoman temperatur yang terjadi pada satelit.

Tabel. 1 Temperatur panas dan dingin (hot and cold case)

TEMPERATURE (°C)		
ANALYSIS SIDE	COLD CASE	HOT CASE
TOP (Z+)	-111 to -94.81	-62.55 to -46.42
BOTTOM (Z-)	-14.04 to 2.111	1.991 to 18.13
LEFT (X-)	2.111 to 18.26	18.13 to 34.26
RIGHT (X+)	-14.04 to 2.111	-14.14 to 1.991
FRONT (Y-)	18.26 to 34.42	18.13 to 34.26
BACK (Y+)	-14.04 to 2.111	-14.14 to 1.991

Dari tabel diatas secara simulasi dapat diketahui bahwa untuk menyerap beban panas tinggi yang terjadi pada satelit dibutuhkan range temperatur sekitar -14.14°C sampai $+1.991^{\circ}\text{C}$ dan untuk menyerap beban panas rendah dibutuhkan range temperature -111°C sampai -94.81°C . Sedangkan untuk menjaga temperature komponen elektronik dan muatan satelit dibutuhkan temperatur sekitar -14.14°C sampai $+34.42^{\circ}\text{C}$.

KESIMPULAN

Dengan menggunakan perangkat lunak thermal desktop 5.0 dan sinda/fluint 5.0 ini dapat disimpulkan bahwa :

1. Distribusi temperatur yang terjadi pada setiap sisi satelit (tidak termasuk komponen dalam subsistem) dapat diketahui.
2. Perlu dipikirkan penggunaan material dasar satelit, *thermophysical* dan *optical properties* nya dengan mengetahui performance bahan yang digunakan tersebut.
3. Penggunaan material pelindung (multilayer insulation) berupa kapton film 2mil with ITO dan coating paint pada panel surya dapat mencegah beban panas yang tinggi.
4. Dengan penggunaan perangkat lunak ini dapat diketahui batasan operasional yang dibutuhkan satelit antara -111°C sampai $+34.42^{\circ}\text{C}$.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] A.M. Abouel-Fotouh, I. Shabaka, A. Elsharkawy and A. Elfar, Material Selection for Satellite Passive Thermal Control., Department of Mechanical Engineering, National Research Center, Egypt, Journal of Applied Sciences Research, 2(12): 1106-1111, © 2006, INSInet Publication.
- [2] Arifin, Bustanul. Orbital Heating Rates Analysis On G2-Sat Material. Jurnal Teknologi Dirgantara-LAPAN Vol. 6 No.1 Juni 2008
- [3] C&R Technologies. Thermal Desktop User's Manual version 5.0. 2006
- [4] R. Wertz. James. J. Larson. Wiley. Space Mission Analysis and Design. Second Edition. Space Technology Library. Space Technology Series