

DESAIN DAN PENGUJIAN STRUKTUR SATELIT MIKRO LAPAN-TUBSAT

Robertas Heru Triharjanto
Peneliti Bidang Struktur Mekanika, LAPAN

ABSTRACT

The paper discuss about the design and test of the structure of LAPAN-TUBSAT micro-satellite, which is the task done by the writer during his time as the member of LAPAN-TUBSAT integration and test. The discussion includes the design requirement for the structure as mechanical interface and its implementation as well as its design validation process via test as accordance to the requirement set by the launcher authority.

ABSTRAK

Makalah ini membahas mengenai desain dan pengujian dari struktur dari satelit mikro LAPAN-TUBSAT yang merupakan kewenangan penulis saat menjadi anggota tim integrasi dan tes LAPAN-TUBSAT. Pembahasan meliputi persyaratan desain struktur sebagai *interface* mekanik dan implementasinya serta validasi dari proses desain dengan pengujian sesuai dengan beban yang dipersyaratkan oleh pihak peluncur satelit.

Kata kunci: *Satellite mikro LAPAN-TUBSAT*

1 PENDAHULUAN

LAPAN-TUBSAT adalah satelit mikro pertama Indonesia yang merupakan produk kerjasama antara LAPAN dengan *Technical University of Berlin*, Jerman. Misi dari satelit ini adalah sebagai satelit untuk memonitor (*surveillance*) dan sebagai satelit percobaan (*technology experiment*[^]).

Secara umum fungsi dari struktur satelit adalah untuk melindungi komponen-komponen di dalamnya dari beban/lingkungan yang terjadi selama peluncuran dan di orbit. Beban selama peluncuran yang utama adalah beban mekanik, baik statis maupun dinamis. Sementara di orbit, beban yang utama adalah radiasi (termal dan partikel bermuatan). Struktur satelit harus cukup kaku agar menjamin bahwa posisi dan arah sikap dari tiap komponen di satelit tidak berubah. Sehingga arah lihat kamera dan *star sensor*, *axis reaction wheel*, *coil* dan *gyro*, sesuai dengan spesifikasi operasi satelit.

Sebagai *project* kedirgantaraan dengan dana amat terbatas, berbagai upaya dilakukan untuk meminimalkan biaya, salah satunya adalah dengan menggunakan peluncuran secara menumpang (*piggyback*) pada misi peluncuran satelit besar. Dalam kasus LAPAN-TUBSAT, pihak yang bersedia untuk meluncurkannya secara *piggyback* adalah India dengan menggunakan PSLV. Oleh sebab itu berat dan volume LAPAN-TUBSAT haruslah memenuhi persyaratan penumpang kedua, yakni harus lebih ringan dari 150 kg dan dengan volume satelit (termasuk seluruh bagian yang menonjol) harus lebih kecil dari 700 x 700 x 850 mm. Persyaratan lain yang harus dipenuhi desainer satelit adalah pusat masa yang tidak boleh lebih tinggi dari 450 mm dari adapter terhadap roket dan harus dalam radius 5 mm dari pusat *axis adapter* roket.

Karena LAPAN-TUBSAT akan diluncurkan oleh PSLV, maka kekuatan struktur yang harus dipenuhi adalah

mampu menahan beban dari masa komponennya yang mengalami percepatan 7 g ke arah longitudinal roket dan 6 g ke arah lateral roket. Juga struktur tersebut harus mempunyai frekuensi resonansi lerendah di atas 90 Hz ke arah longitudinal roket dan di atas 45 Hz ke arah lateral roket.

Selain memenuhi persyaratan yang tersebut di atas, pada kasus LAPAN-TUBSAT desain struktur juga dibuat agar satelit mempunyai momen inersia maximum pada axis Y dan sekecil mungkin inersia *cross product*-nya. Sehingga nutasi dapat diminimalkan saat satelit mengadakan transfer momen-tum sudut.

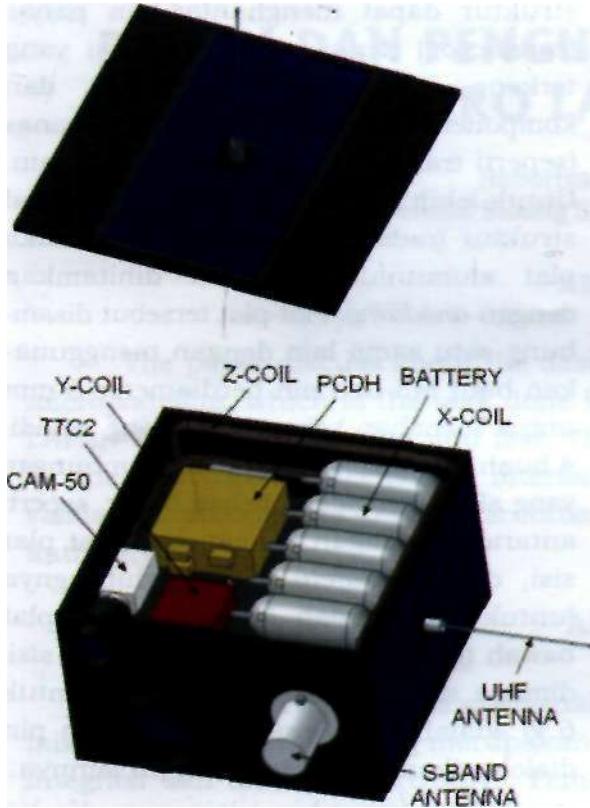
2 DESAIN STRUKTUR UTAMA

Agar dapat memaksimalkan akses lherhadap seluruh komponen satelit, sehingga memudahkan sistem *harness*, maka struktur LAPAN-TUBSAT dibuat dengan sistem 2 kompartemen yang saling membelakangi, yang disebut sebagai kompartemen bawah dan atas sesuai dengan penempatannya di roket kelak. Panjang kompartemen bawah dibuat untuk terutama mengakomodasi komponen yang paling panjang, yakni kamra Sony dengan lensa Casegrain 11/1000 mm. Lebarnya akan dibuat sama dengan panjangnya agar distribusi inersia ke sumbu X dan Z hampir sama. Tinggi kompartemen bawah disesuaikan dengan tinggi lensa plus *platform* peredam kcjutnya. Scmentara tinggi kompartemen atas dibuat pas untuk memuat baterai dengan sistem mounting-nya. Penempatan baterai pada sisi yang berlawanan dengan *platform* kamera Sony untuk mengimbangi beratnya, sehingga lokasi pusat masa dapat memenuhi persyaratan PSLV. Kedua kompartemen membentuk sebuah box dengan ukuran 450 x 450 x 275 mm. Konfigurasi ini terbuat dari 7 plat alumunium dengan tebal 10 mm. Ketebalan ini diperlukan agar momen inersia maximum pada axis Y didapat dan

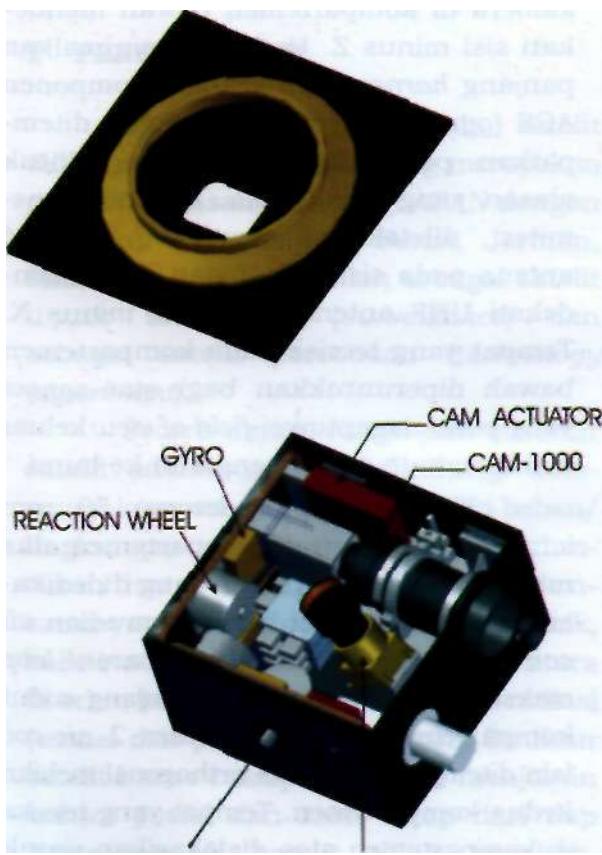
struktur dapat menghantar-kan panas (*conduction*) dengan baik dari sisi yang terkena radiasi matahari dan komponen yang menghasilkan panas (seperti transmiter dan *gyro*) ke sisi lain. Untuk lebih memaksimalkan sifat termal struktur (radiasi/absorpsi panas), maka plat alumunium tersebut dihitamkan dengan *anodizing*. Plat-plat tersebut disambung satu sama lain dengan menggunakan baut M5 dan pin berdiameter 6 mm untuk menahan beban geser yang terjadi. 4 buah pin dialokasikan pada sambungan yang akan mengalami beban besar, seperti antara plat tengah dengan keempat plat sisi, dimana *safety factor* terhitungnya (untuk 7 g) adalah 5, dan antara plat bawah (plus Y) dengan keempat plat sisi, dimana *safety factor* terhitungnya (untuk 6 g} adalah 3.5. Sementara, 2 buah pin dialokasikan untuk sambungan lainnya.

Komponen berat lain yang dipakai untuk mengkompensasi berat *platform* kamera sony adalah *reaction wheels* yang dipasang berseberangan dengan kamera di kompartemen bawah mendekati sisi minus Z. Untuk meminimalkan panjang harness-nya seluruh komponen ACS (*gyro*, *wheel drive electronic*) diempatkan pada bagian tersebut. Untuk alasan yang sama pula, S-band transmiter, diletakkan mendekati S-band antena pada sisi plus Z dan TTC1 mendekati UHF antena pada sisi minus X. Tempat yang tersisa pada kompartemen bawah diperuntukkan bagi *star sensor* yang perlu mempunyai *field of view* kluar satelit namun tidak mengarah ke bumi.

Kamera Kappa dengan 50 mm lensa ditempatkan di kompartemen atas menghadap ke sisi plus Z yang didedikasikan untuk melihat bumi. Kemudian *air coil* Y yang membutuhkan area *loop* maksimal ditempatkan di sepanjang sudut kompartemen atas,-,sementara 2 *air coil* lain ditempatkan secara orthogonal melalui kedua kompartemen. Tempat yang tersisa di kompartemen atas dialokasikan untuk TTC2 dan PCDH.



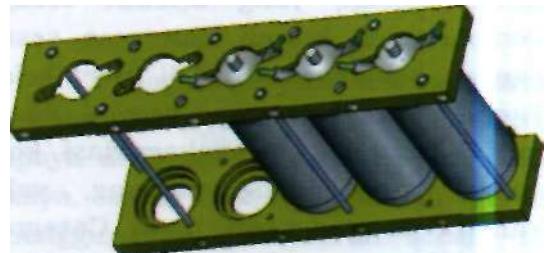
Gambar 2-1a: Kompartemen atas



Gambar 2-1b: Kompartemen bawah

3 DESAIN MOUNTING

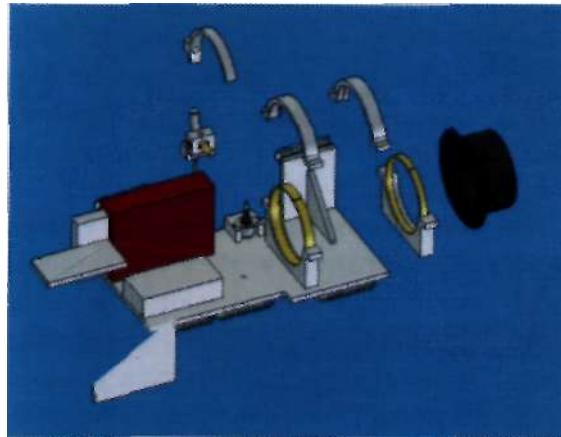
Karena merupakan bejana tekan, baterai LAPAN-TUBSAT mempunyai bentuk silinder dengan ujung setengah bola. Bentuk dan fungsi tersebut membutuhkan desain *mounting* yang khusus agar dapat secara efisien diletakkan pada struktur. Saat baterai diisi (*charging*), tekanan gas didalamnya akan naik bersama dengan dihasilkannya panas. Sehingga *mounting* diharuskan untuk mengakomodasi sedikit perubahan volume yang terjadi. Agar baterai lebih awet, panas yang dihasilkan juga harus dipindahkan. Namun, *mounting* baterai haruslah merupakan insulator, sehingga muatan yang terbentuk pada *casing* tidak dihantarkan ke struktur. Persyaratan di atas membuat baterai terbuat dari fiberglass, sehingga lebih lunak dari logam dan merupakan insulator. Pemindahan panas dari baterai dilakukan secara radiasi dengan mencat *casing* baterai dengan warna hitam.



Gambar 3-1: *Mounting* baterai

Mounting untuk kamera Sony dan lensa 1000 mm-nya adalah bagian yang paling rumit dalam struktur LAPAN-TUBSAT. Tujuan dari *platform* ini adalah untuk melindungi perangkat optik yang ada dari getaran dan kejut yang terjadi selama transportasi dan peluncuran dan untuk tempat bagi mekanisme pengatur fokus lensa. Mekanisme tersebut dibuat agar fokus lensa, yang merupakan fungsi dari suhu, dapat diatur di orbit yang suhunya amat mungkin akan jauh berbeda dengan di bumi. Pengaturan fokus dilakukan dengan memutar bagian tengah lensa, yang mempunyai ulir dengan lensa bagian belakang dan depan, sehingga jarak antara cermin

primer dan sekunder akan berubah. Karena mempunyai bagian yang bergerak, *mounting* lensa dilengkapi dengan *bushing* yang terbuat dari Teflon (berwarna emas di gambar), yang adalah bahan licin yang tahan vakum. Gerakan putar yang dihasilkan oleh *servo*, yang telah dimodifikasi agar tahan vakum, dikonversi menjadi gerak translasi oleh gigi cacing, yang lantas oleh sistem sendi yang didesain khusus dikonversi menjadi perputaran dan pergeseran bagian lensa. Sementara, peredaman getaran dilakukan oleh pegas baja yang dipasang pada bagian bawah dan kiri dari *mounting*, sebelum dipasangkan pada struktur LAPAN-TUBSAT.



Gambar 3-2: Komponen dari *mounting* kamera Sony

Agar dapat melihat bintang dengan baik, yang dijadikan referensi sikap satelit, *star sensor* harus dapat mengarahkan kameranya menjauhi cahaya terang yang bisa menjadi sumber *noise* baginya. Spesifikasinya menyatakan bahwa agar dapat berfungsi baik, sumber cahaya terang harus bersudut lebih 30° terhadap axis kameranya. *Star sensor* ditempatkan menghadap sisi Y plus, sebagai sisi satelit yang tidak diberi solar panel dan tidak menghadap ke bumi. Karena sisi tersebut juga dipasangi bagian sistem separasi terhadap roket, *mounting* berbentuk kaki dengan inklinasi 30° dari axis Y plus, yang dimaksudkan agar pandangan *star sensor* tidak tertutup sistem separasi dan terhindar dari albedo bumi saat momentum sudut

satelit diarahkan tegak lurus dari lintasan terbang.

Sensor matahari yang terdapat di sisi Y dan Z plus juga memiliki *mounting* berupa kaki agar tidak tertutup oleh bayangan dari bagian yang menonjol seperti *baffle* lensa pada sisi Z plus dan sistem separasi pada sisi Y plus.

Selain dari *mounting* yang tersebut di atas, sebuah klem berbentuk C dibuat untuk memperkuat *mounting* dari 3 buah *Wheel Drive Electronics*, yang penempatannya dibuat bersusun untuk menghemat tempat, dan pengikat kabel dari Teflon digunakan untuk memasang *harness* pada struktur.

4 KARAKTERISTIK DINAMIK

Karakteristik dinamik struktur LAPAN-TUBSAT dibatasi oleh persyaratan PSLV yakni frekuensi resonansi pertama ke arah axis panjang roket harus lebih dari 90 Hz dan ke arah axis lateralnya lebih besar dari 45 Hz. Oleh sebab itu, dalam desain struktur, karakteristik dinamik disimulasi dengan menggunakan perangkat lunak komersial bernama NASTRAN yang berbasis pada metoda elemen hingga.

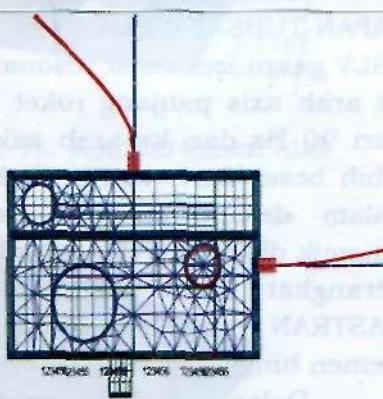
Dalam pemodelannya, geometri dari komponen LAPAN-TUBSAT disederhanakan untuk menghemat waktu perhitungan, yakni dengan mengganti dengan beban yang terbuat dari Al-Alloy 2024 T351 berukuran $293 \times 293 \times 39$ mm pada kompartemen atas dan berukuran $293 \times 293 \times 72$ mm pada kompartemen bawah. Seluruh bahan pembentuk satelit terbuat dari alloy yang sama, kecuali antena UHF yang dimodel dengan bahan *Stainless Steel materials*. Seluruh sambungan pada struktur maupun komponen LAPAN-TUBSAT dimodel sebagai sambungan kaku (*nodal sharing*) dan 12 buah baut yang mengunci LAPAN-TUBSAT pada adapter roket dimodel sebagai 12 nodal pada posisi baut di sisi Y plus dengan penguncian pada 6 derajat kebebasan. Karena hanya untuk akurasi moderat,

pemodelan elemen hingga ini hanya memiliki 1982 elemen dan 2812 nodal.

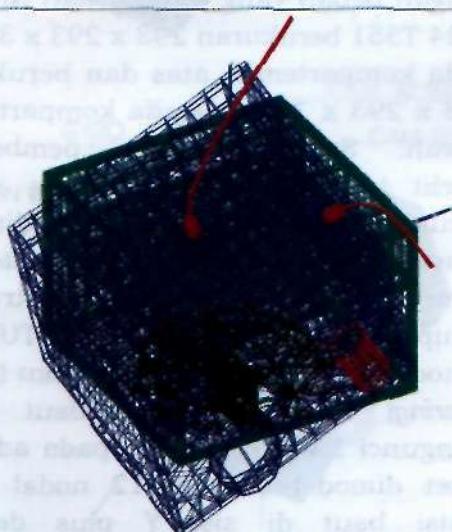
Hasil analisis respon dinamik terhadap struktur LAPAN-TUBSAT adalah sebagai berikut.

Tabel 4-1: FREKUENSI DAN MODA RESONANSI

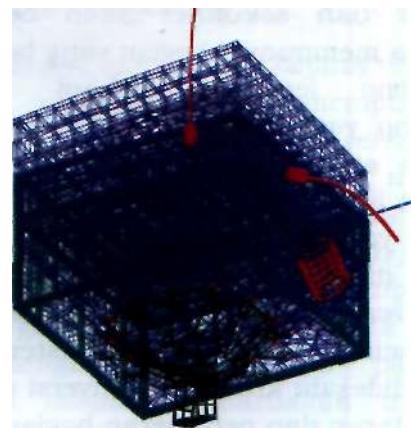
Frekuensi (Hz)	Moda resonansi
52,29	UHF antena Y kearah X
52,292	UHF antena Y kearah Z
52,3	UHF antena X kearah Z
52,31	UHF antena X kearah Y
104,09	Struktur satelit ke arah X
106,41	Struktur satelit kearah Z
151,47	Struktur satelit kearah Y



Gambar 4-1: Modus resonansi pada 52.29 Hz



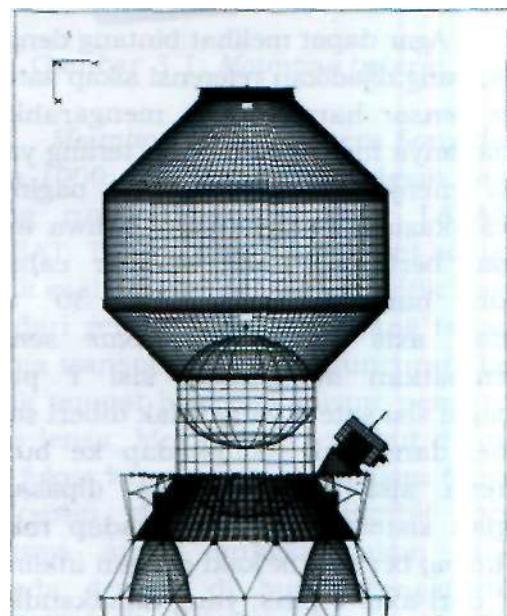
Gambar 4-2: Modus resonansi pada 104.09 Hz



Gambar 4-3: Modus resonansi pada 151.47 Hz

Hasil simulasi menunjukkan bahwa frekuensi struktur ke arah lateral terendah lebih besar dari 45 Hz, demikian juga dengan frekuensi resonansi ke arah longitudinal yang lebih besar dari 90 Hz. Dengan demikian desain struktur LAPAN-TUBSAT telah memenuhi persyaratan PSLV.

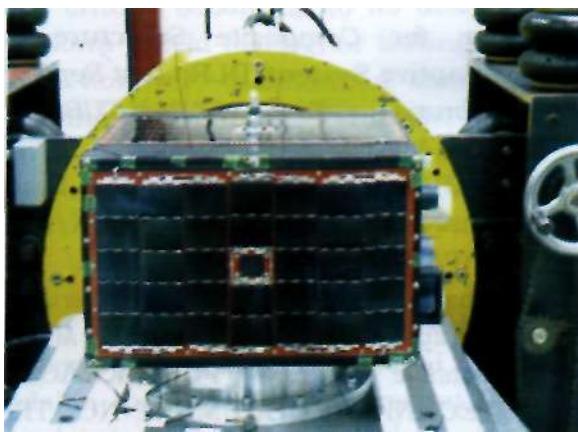
Konfigurasi luar dari model elemen hingga dibuat persis dengan dimensi yang sebenarnya karena model tersebut akan digunakan dalam analisa beban dan deformasi yang terjadi pada *payload* roket (*coupled load/clearance analysis*). Hal tersebut ditunjukkan dalam Gambar 4-4.



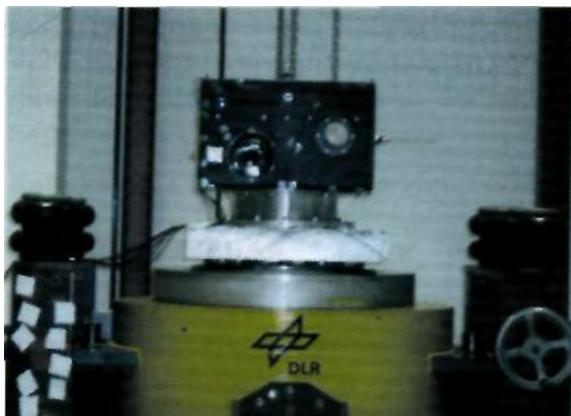
Gambar 4-4: Model LAPAN-TUBSAT pada analisa beban *payload* PSLV C7

5 PENGUJIAN

Tujuan dari pengujian struktur adalah untuk membuktikan bahwa LAPAN-TUBSAT akan tahan terhadap beban mekanik selama peluncuran dan untuk memvalidasi model dinaraik yang dibuat. Pengujian dilakukan pada fasilitas milik DLR/Astrofeinwerk di Berlin pada bulan Mei 2005.



Gambar 5-1: Pengujian pada axis X



Gambar 5-2: Pengujian pada axis Y

Otoritas peluncur (ISRO) menerapkan bahwa persyaratan uji getar yang harus dilakukan adalah sebagai berikut:

Tabel 5-1: PRASYARAT UJI DENGAN GETARAN SINUS

	Frek (Hz)	batas
Axis Y	5	8 mm (0 to peak)
	10-100	2,5 g
Axis X &	5	10 mm
Z	8-100	1.5 g
Sweep rate		4 octave/min

Tabel 5-2: PRASYARAT UJI DENGAN GETARAN ACAK

Axis	Frek	tingkat
x, y, z	20	0,002
	110	0,002
	250	0,034
	1000	0,034
	2000	0,009
tingkat		6,7 grms
Durasi		1 min/axis

Selain dari itu juga dilakukan uji resonansi dengan melakukan *sweep* di frekuensi 4-20.000 Hz (*sweep rate of 2 oct/min*) pada tingkat 0,2 g. Pembacaan respon dinamik dilakukan oleh 11 *accelerometer* yang dipasang pada LAPAN-TUBSAT (termasuk pada lensa kamera Sony). Hasil uji resonansi seperti pada Tabel 5-3.

Tabel 5-3: HASIL UJI RESONANSI

Axis	Posisi sensor	Sebelum tes sinus	Setelah tes sinus	Setelah tes getar acak
X	struktur	79 Hz	74 Hz	75 Hz
	Lensa kamera	82 Hz	78 Hz	78 Hz
Y	struktur	148 Hz	148 Hz	148 Hz
	Lensa kamera	99 Hz	102 Hz	100 Hz
Z	struktur	73 Hz	72 Hz	72 Hz
	Lensa kamera	52 Hz	53 Hz	53 Hz

Dari hasil di atas, dapat diperlihatkan bahwa frekuensi resonansi hampir tidak berubah sebelum dan sesudah dilakukannya uji getar dengan beban sesuai persyaratan PSLV, sehingga dapat disimpulkan bahwa tidak ada perubahan atau kegagalan struktur di LAPAN-TUBSAT. Perubahan kecil pada bacaan *accelerometer* yang ditempatkan di lensa kamera Sony disebabkan oleh saturasi dari damper yang ada. Setelah uji getar uji fungsional secara lengkap dilakukan secara menyeluruh pada semua komponen LAPAN-TUBSAT dan dibuktikan bahwa LAPAN-TUBSAT tidak akan mengalami

kerusakan karena beban mekanik yang terjadi dalam peluncuran.

Frekuensi resonansi ke arah longitudinal dari pemodelan hanya berbeda 2% dari hasil uji, sedangkan perbedaan frekuensi arah lateral pada pemodelan dan hasil uji yang cukup besar dapat dimengerti karena penyederhanaan komponen satelit dengan beban pengganti dari bahan pejal dan homogen hanya mensimulasikan titik berat yang sama namun bukan kekakuan inersia pada aksis tersebut.

6 KESIMPULAN

Dari uraian di atas dapat disimpulkan bahwa desain struktur LAPAN-TUBSAT telah memenuhi semua persyaratannya, yakni

- optimasi berat, volume, dan inersia sesuai persyaratan peluncuran dan operasi.
- posisi dan sikap komponen yang sesuai dengan persyaratan operasi.

- karakteristik dinamik dan kekuatan yang sesuai dengan persyaratan otoritas peluncur

Selain dari itu proses desain telah menghasilkan model elem hingga LAPAN-TUBSAT cukup valid untuk digunakan dalam analisa beban-beban *paytoad* pada misi PSLVC7.

DAFTAR RUJUKAN

Institute for Composite Structure & Adaptive System, DLR; *Test Report: Vibration Test LAPAN-TUBSAT*; DLR-MDT-005-05.

PSLV-LAPAN TUBSAT 1 Coupled Load Analysis; Doc No. ANTRIX/LS/LAPAN/CLA/01/05.

Sugiarmadji HPS; *Dynamic Characteristics Analysis Of LAPAN-TUBSAT Micro-Satellite Structures*, PUSTEKWAGAN TECHNICAL DOCUMENT NO. TR-3351003.

Triharjanto, R. H., Hasbi, W., Widipaminto, A., Mukhayadi, M., TECHNICAL REPORT ON LAPAN-TUBSAT MICROSATELLITE.