

UJI VALIDASI TERMAL VIBRASI UNTUK MUATAN MISI MIKROSAT

Agus Harno Nurdin Syah
Peneliti Pusat Teknologi Dirgantara Terapan, LAPAN

ABSTRACT

To launching a spacecraft (rocket and satellite) including all of the systems, some rules and regulation of validation test for all the spacecraft systems is needed-Validation test mentioned is done to find out the ability of all the systems to the environmental influences of the external although internal with measurements simultaneously done. This is including possibilities the operating all of the electronic systems and depending the life times, operation time of the internal and external condition to the parameters effect of environmental that would be received by the all of the spacecraft systems. Thermal vibration is two parameters effect of environmental which would received simultaneously by the microsatellite/spacecraft on the trajectory time when the spacecraft inside of the thermosphere zone at height about (80 - 500) km and the exosphere zone at height about (500 - 1000) km under the sea level. Therefore, thermal vibration test is very important to do before a spacecraft/micro satellite would be launched, because the environmental parameters is very dangerous to the microsatellite/spacecraft mission payload.

ABSTRAK

Untuk meluncurkan suatu wahana antariksa (roket dan satelit) beserta seluruh sistemnya, diperlukan beberapa persyaratan uji kelayakan bagi seluruh sistem wahana tersebut. Uji kelayakan tersebut dilakukan untuk mengetahui kemampuan seluruh sistem terhadap pengaruh-pengaruh lingkungan internal maupun external dengan pengukuran-pengukuran yang dilakukan secara simultan. Hal ini termasuk kemungkinan bekerjanya seluruh sistem elektronik dan ketergantungan-ketergantungan umur alat, waktu operasi pada kondisi internal dan kondisi eksternal terhadap pengaruh parameter-parameter lingkungan yang akan diterima oleh seluruh sistem wahana antariksa. Termal vibrasi merupakan pengaruh dari dua parameter lingkungan yang secara bersamaan akan dialami oleh mikrosat pada saat melakukan trayektori ketika memasuki wilayah termosfer pada ketinggian sekitar (80 - 500) km dan wilayah eksosfer pada ketinggian sekitar (500 - 1000) km di atas permukaan laut. Kedua buah parameter lingkungan ini sangatlah berpengaruh terhadap muatan misi wahana antariksa/mikrosat, oleh karena itu sangatlah penting pengujian termal vibrasi ini dilakukan sebelum suatu mikrosat akan diorbitkan.

1 PENDAHULUAN

Wahana antariksa dengan muatan misinya serta seluruh sistemnya yang akan diluncurkan, perlu beberapa persyaratan uji kelayakan bagi seluruh sistem wahana tersebut. Uji kelayakan tersebut dilakukan untuk mengetahui kemampuan seluruh sistem terhadap pengaruh internal maupun external dengan pengukuran yang dilakukan secara simultan, baik mengenai strukturnya

yang ringan, kebutuhan daya yang kecil dengan reliabilitas yang tinggi. Hal ini termasuk kemungkinan bekerjanya seluruh sistem elektronik dan ketergantungan terhadap umur alat, waktu operasi pada kondisi internal dan kondisi eksternal terhadap pengaruh parameter lingkungan yang akan diterimanya.

Tujuan dari pengujian lingkungan ini adalah untuk mengetahui kehandalan seluruh sistem wahana dan muatan

misinya dalam menghadapi tekanan atau pengaruh yang terjadi pada saat sebelum peluncuran, pada saat peluncuran dan trayektori hingga satelit/mikrosat berada pada wilayah orbitnya. Pengujian-pengujian tersebut pada dasarnya dibagi menjadi dua kategori utama, yaitu pengujian fisik dan pengujian termal vakum. Pengujian fisik merupakan pengujian kondisi yang dihadapi muatan misi selama pengangkutan, peluncuran dan pada saat melakukan trayektori. Sedangkan pengujian termal adalah pengujian yang berkaitan dengan pengaruh cuaca lingkungan di mana muatan misi berada, yaitu pada kondisi di dalam ruang penyimpanan dan saat melakukan trayektori serta pada saat berada pada wilayah orbitnya.

Pada saat pengangkutan seluruh sistem wahana termasuk muatan misinya akan mengalami getaran yang cukup lama dengan frekuensi yang rendah, sedangkan pada saat peluncuran dan pada saat trayektori seluruh sistem wahana akan mengalami getaran dan temperatur yang cukup kompleks hingga muatan misi berada pada wilayah orbitnya. Pada saat tinggal landas seluruh sistem wahana akan mengalami gelombang kejut (*shock*) yang sangat tinggi akibat adanya gelombang akustik yang ditimbulkan oleh suara *sonic boom* ketika wahana meninggalkan *launcher*. Sedangkan pada saat melakukan trayektori hingga berada pada wilayah orbitnya seluruh sistem wahana akan mengalami getaran yang ditimbulkan oleh bahan bakar roket pembawa dan beban aerodinamik sekaligus temperatur yang cukup panas ketika kecepatan wahana di atas 1 mach akibat adanya gesekan struktur wahana dengan lapisan atmosfer yang dilaluinya.

2 TEORIDASAR

Fase propulsi yang berakhir dengan mengorbitnya wahana antariksa pada lintasannya sangat ditandai dengan getaran. Getaran ini timbul karena sifat-sifat mekanis (*mechanical origin*) yang ditimbulkan oleh motor dan diteruskan

oleh struktur roket (*effekpogo*). Ini juga dapat disebabkan oleh pengaruh aerodinamik, misalnya bila melewati lapisan atmosfer yang lebih padat di mana di samping getaran juga adanya panas yang menjalar akibat terjadinya gesekan antara struktur hidung roket dengan lapisan atmosfer padat yang dilaluinya. Pengaruh getaran di dalam roket ini paling sedikit 10 kali lebih besar dibandingkan dengan kendaraan di bumi hingga dapat mencapai frekuensi antara (2000s/d3000) Hz. Di lain pihak, sangatlah susah untuk memastikan dengan tepat bagaimana getaran roket itu ditimbulkan, karena getarannya tidak bersifat sinusoidal atau periodik (kecuali getaran resonansi pembakaran), tetapi berupa getaran sembarang yaitu getaran di mana besarnya di suatu saat tak dapat diketahui dengan tepat, melainkan hanya dengan suatu tingkat kemungkinan (*a certain degree of probability*). Getaran demikian lebih tepat bila ditimbulkan oleh energi menengah yang dimilikinya pada berbagai frekuensi dan bukan hanya puncaknya (*peak value*).

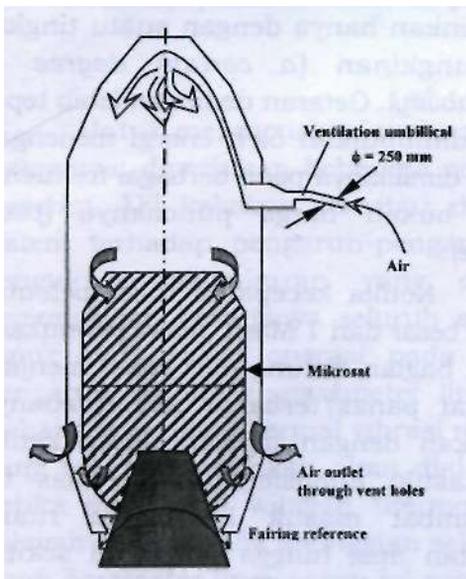
Ketika kecepatan roket pelontar lebih besar dari 1 Mach, maka permukaan kulit bagian hidung dari roket menjadi sangat panas/terbakar akibat adanya gesekan dengan lapisan udara ketika memasuki atmosfer bumi. Panas ini merambat masuk ke dalam ruang muatan misi hingga mencapai sekitar 200° C, namun karena di bagian ruang muatan misi dibuat ventilasi sebagai peredam panas, maka panas yang diterima oleh muatan misi hanya sekitar (50 - 70)° C. Di samping panas, yang dialami oleh muatan misi ini juga getaran yang ditimbulkan oleh bahan bakar roket dan beban aerodinamik. Peralatan antariksa akan mengalami getaran termal yang sangat kuat dan semuanya sangat membahayakan di mana spektrumnya sangat luas mencakup sebagian besar frekuensi resonansi mekanis struktur dan peralatan. Selama fase penyiapan, peluncuran dan

pemasukan ke dalam garis edar pesawat antariksa juga akan mengalami tegangan-tegangan lain misalnya yang dihasilkan oleh guncangan maupun percepatan. Percepatan yang ditimbulkan oleh daya dorong motor roket dapat mencapai harga sangat tinggi, misalnya sampai 50 g untuk bahan pendorong padat. Oleh

karena itu sangatlah penting untuk melakukan proteksi terhadap muatan misi wahana antariksa. Hal ini dapat dilakukan dengan mengkondisikan ruang di mana muatan misi nantinya akan ditempatkan sedemikian rupa sehingga aman dari pengaruh getaran termal tersebut, (Gambar 2-1 dan Gambar 2-2)



Gambar 2-1 : Pengujian prototif pesawat super sonic di dalam terowongan angin (Kiri) Pada saat kecepatan angin di bawah 1 mach dengan frekuensi getaran terukur (10 s/d 90) Hz (Tengah) Pada saat kecepatan angin 1 mach dengan frekuensi getaran terukur (90 s/d 500) Hz (Kanan) Pada saat kecepatan angin 1,4 mach dengan frekuensi getaran terukur (500 s/d 3000) Hz, temperatur struktur prototif pesawat super sonic yang terbakar pada kecepatan tersebut sekitar (1000 s/d 1400) °C



Gambar 2-2: Bagan muatan misi wahana antariksa di dalam ruang muatan wahana pelontar Ariane Space

Setelah fairing ditutup rapat, maka tempat muatan misi dilengkapi dengan pengkondisi udara (baik di dalam maupun di luarnya). Ventilasi ini dipertahankan melalui *umbilical cord* (tali pusat) hingga wahana *lift off*, untuk roket pelontar Ariane misalnya, kondisinya adalah sebagai berikut :

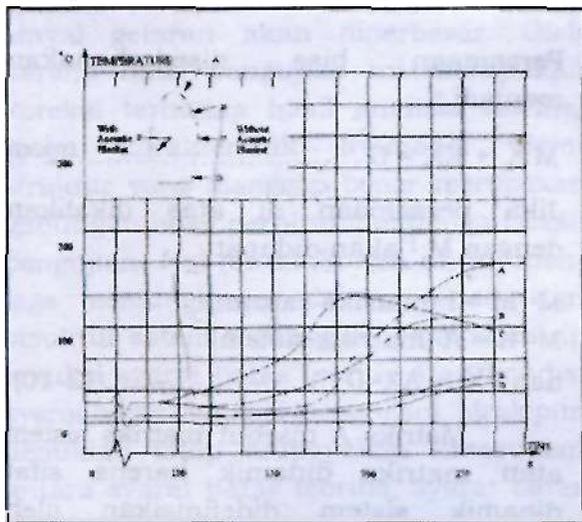
- * Temperatur : (15 - 20)° C

- * Kelembaban relative : 15 %
- * Filtration : 0,3
- * Aliran udara: 3000 kg/jam (833,33 gr/s)
- * Kecepatan udara : 2m/detik

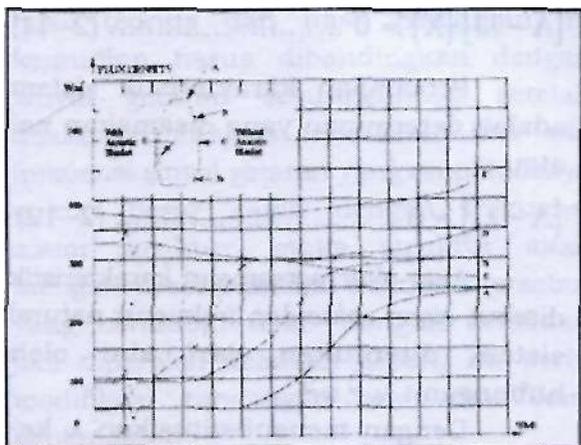
Tingkat kebisingan yang ditimbulkan oleh aliran udara ini tidak boleh melebihi 80 dB, kecuali pada keadaan *transient* saat awal dan *shut down* yang umumnya berlangsung sangat singkat (sekitar 15 ms untuk tingkat kebisingan 120 dB). Pada periode peluncuran terjadi perubahan temperatur dan kondisi di dalam ruang muatan misi. Perubahan temperatur, *flux density* dan tekanan untuk roket pelontar Ariane misalnya, dapat dilihat pada Gambar 2-3, 2-4 dan 2-5.

Kelakuan getaran kondisi termal suatu wahana perlu dipelajari dengan seksama, karena sangat berpengaruh terhadap bekerjanya sistem elektronik muatan yang berfungsi sebagai muatan misi. Maksud dari pengujian termal vibrasi ini untuk mengecek operasi suatu jenis alat antariksa setelah suhunya dinaikan sampai ke batas ekstrim sesuai dengan penerbangan orbit.

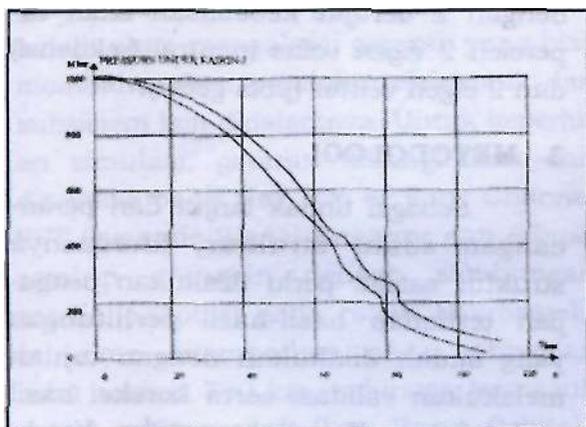
Karena ini bersifat pengujian kualitatif, begitu temperatur yang diinginkan tercapai.



Gambar 2-3: Kondisi temperatur di dalam ruang muatan misi Ariane dengan dan tanpa menggunakan pelindung akustik



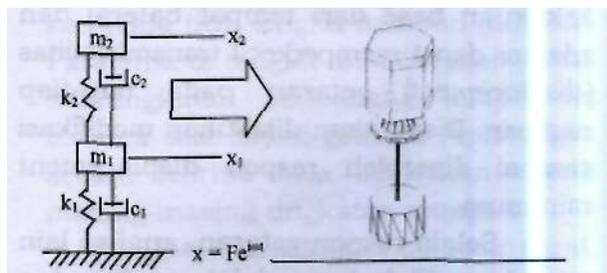
Gambar 2-4: Perubahan /fax density di dalam ruang muatan misi Ariane dengan dan tanpa menggunakan pelindung akustik



Gambar 2-5: Perubahan tekanan di dalam ruang muatan misi Ariane

langkah pertama adalah mengecek kelakuan rangkaian listrik (*Effek Eorons*). Peralatan dihidupkan pada awal pengujian dan dihentikan begitu temperatur yang diijinkan tercapai. Sistem termal ruang pengujian akan menyebabkan suhu peralatan stabil pada suatu harga yang ditentukan sebelumnya. Kemudian, pada waktu pengaliran panas dari luar konstan, peralatan dihidupkan kembali dan pola perubahan suhunya dan parameter-parameter fungsional alat diamati dan diukur.

Untuk penyederhanaan perhitungan, digunakan model satu tingkat nampan, respon getaran pada nampan tingkat 1 ini dihitung secara teoritis. Secara sederhana model 1 tingkat bisa disimulasikan dengan 2 derajat kebebasan. Adaptor, modul baterai dan baterainya sendiri dimodelkan dengan kekakuan k_1 dan massa m_1 di tingkat pertama. Modul nampan pertama dan piranti elektroniknya diperhitungkan sebagai massa terkonsentrasi dan dimodelkan dengan kekakuan k_2 dan massa m_2 . Koefisien redaman c_1 dan c_2 dimasukkan agar pengaruh redaman dapat dimasukkan. Model ini digambarkan pada Gambar 2-6 berikut



Gambar 2-6: Model pengujian struktur mikrosat dengan 2 derajat kebebasan

Sebagai simulasi getaran dasar, sistem digetarkan dari bagian bawah sistem (adaptor) dengan simpangan periodik :

$$x(t) = F e^{i\omega t} \dots\dots\dots (2-1)$$

Dengan penyelesaian kondisi *steady state* :

$$X_1(t) = A e^{i\omega t} \dots\dots\dots (2-2)$$

$$X_2(t) = B e^{i\omega t} \dots\dots\dots (2-3)$$

Diperoleh persamaan matriks :

$$\begin{bmatrix} (k_1+k_2)+(c_1+c_2)i\omega-m_1\omega^2 & -k_2-c_2i\omega \\ -k_2-c_2i\omega & k_2+c_2i\omega-m_2\omega^2 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} A \\ B \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} Fk_1+ic_1\omega F \\ 0 \end{Bmatrix} \dots\dots\dots (2-4)$$

Konstanta B dapat dihitung sebagai berikut :

$$B(\omega) = \frac{\begin{vmatrix} (k_1+k_2)+(c_1+c_2)i\omega-m_1\omega^2 & Fk_1+ic_1\omega F \\ -k_2-c_2i\omega & 0 \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} (k_1+k_2)+(c_1+c_2)i\omega-m_1\omega^2 & -k_2-c_2i\omega \\ -k_2-c_2i\omega & k_2+c_2i\omega-m_2\omega^2 \end{vmatrix}} \dots\dots\dots (2-5)$$

Transmisibilitas (*displacement*) massa m2 dapat dihitung :

$$Q_2(\omega) = \frac{x_2}{x_1} = \frac{B(\omega)e^{i\omega t}}{F e^{i\omega t}} = \sqrt{\frac{B^2(\omega)}{F^2}} \dots\dots\dots (2-6)$$

Dengan memasukkan konstanta-konstanta m_1, m_2, k_1, k_2, c_1 dan C_2 yang sesuai dengan kenyataan maka akan diperoleh transmisibilitas/displacement sistem dengan 2 derajat kebebasan. Dari persamaan bisa dilihat bahwa displacement pada m_2 (nampan berisi piranti elektronik) bisa diatur dengan mengatur besarnya k_1 , dengan catatan konstanta yang lain tetap. Secara umum dengan mengurangi harga k_1 akan mengurangi displacement pada m_2 . Oleh karena itu mengurangi kekakuan base dari tempat baterai dan adaptor dapat memperkecil transmisibilitas (*displacement*) getaran pada tiap-tiap nampan. Disini akan dilakukan modifikasi sampai diperoleh respon displacement minimum.

Selain respon getaran, analisa lain yang bisa dilakukan adalah analisa dan pengujian untuk mencari frekuensi natural dari struktur mikrosatelit. Frekuensi natural struktur mutlak untuk diketahui agar terhindar dari terjadinya resonansi dengan sumber getar, dalam hal ini adalah frekuensi getaran dari roket pembawanya. Untuk mencari modus getar struktur, struktur dianggap dalam kondisi getaran bebas tanpa redaman. Persamaan gerak yang dinyatakan dalam bentuk matriks menjadi :

$$[M] \{\ddot{x}\} + [k] \{x\} = \{0\} \dots\dots\dots (2-7)$$

di mana : $[M] = \begin{bmatrix} m_1 \\ m_2 \end{bmatrix}$; $[k] = \begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \end{bmatrix}$

$$\text{dan } [x] = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} \dots\dots\dots (2-8)$$

Persamaan bisa disederhanakan menjadi :

$$M \ddot{X} + KX = 0 \dots\dots\dots (2-9)$$

Jika persamaan di atas dikalikan dengan M^{-1} akan didapat :

$$M^{-1}M = I \text{ (matriks satuan)}$$

$$M^{-1}K = A \text{ (matriks sistem)}$$

$$\text{dan } I \ddot{X} + AX = 0 \dots\dots\dots (2-10)$$

Matriks A disebut matriks sistem atau matriks dinamik karena sifat dinamik sistem didefinisikan oleh matriks ini. Dengan menganggap gerak harmonik $\ddot{X} = -\lambda X$, dimana $\lambda = \omega^2$ maka persamaan di atas menjadi :

$$[A - \lambda I] \{X\} = 0 \dots\dots\dots (2-11)$$

Persamaan karakteristik sistem adalah determinan yang disamakan nol atau :

$$[A - \lambda I] = 0 \dots\dots\dots (2-12)$$

Akar-akar persamaan karakteristik disebut *eigen value* dan frekuensi natural sistem ditentukan dari sini oleh hubungan : $X_i = a n^2$

Dengan mensubstitusikan X_i ke-dalam persamaan matriks akan diperoleh bentuk ragam X_i yang bersangkutan yang disebut eigen vektor yang menunjukkan pola getarnya. Jadi untuk sistem dengan 2 derajat kebebasan akan diperoleh 2 *eigen value* (natural frekuensi) dan 2 eigen vektor (pola getar).

3 METODOLOGI

Sebagai tindak lanjut dari perancangan suatu struktur, khususnya struktur satelit, perlu dilakukan pengujian terhadap hasil-hasil perhitungan yang sudah dilakukan dengan tujuan melakukan validasi serta koreksi hasil perhitungan. Metoda pengujian karakteristik dinamik dengan parameter

frekuensi alami struktur akan diketahui. Frekuensi alami ini merupakan frekuensi resonansi struktur, yaitu frekuensi yang membahayakan struktur karena amplitudo sinyal getaran akan diperbesar. Oleh karena hasil pengujian ini merupakan koreksi terhadap hasil analisis teoritis, maka karakteristik frekuensi alami struktur yang dianggap benar merupakan gabungan hasil perhitungan dengan hasil pengujian. Hal ini dilakukan untuk menjaga kemungkinan dalam penempatan struktur satelit sesungguhnya akan mirip kondisi syarat batas teoritis atau kondisi syarat batas simulasi (pengujian). Meskipun demikian tetap diupayakan kesesuaian antara syarat batas teoritis, syarat batas simulasi dan kenyataan sehingga hasilnya tidak akan jauh berbeda. Setelah mengetahui karakteristik dinamik struktur satelit berupa frekuensi alaminya, gabungan hasil teoritis dan hasil pengujian ini kemudian harus dibandingkan dengan sinyal getaran sesungguhnya setelah dilakukan analisis frekuensi. Jika ada frekuensi sinyal getaran yang amplitudonya cukup besar sama dengan frekuensi alami struktur, maka struktur akan mengalami resonansi di frekuensi tersebut yang berakibat fatal. Dengan demikian jika diperoleh keadaan seperti itu perlu modifikasi rancangan atau modifikasi penempatan.

Suatu model mikrosatelit akan diluncurkan sebagai muatan misi pada roket pembawa. Saat penyalaan dan peluncuran roket pembawa, struktur satelit akan mengalami getaran yang bisa membahayakan peralatan elektronik dan subsistem lain didalamnya. Untuk keperluan simulasi, getaran dibangkitkan dan dianalisa pada alat Two or Four Channel FFT Dynamic Signal Analyzer dan dibuat semirip mungkin dengan sambungan satelit (adaptor) pada roket. Mikrosatelit ini akan ditempatkan pada ketinggian orbit sekitar 700 km, sehingga termasuk satelit orbit rendah (Low Earth Orbital/LEO).

Dalam proses perancangan mikro-satelit diinginkan mempunyai kondisi lebih aman terhadap lingkungan getaran saat penyalaan roket peluncur. Oleh karena itu respon struktur dianalisis terlebih dahulu untuk memprediksi hasil pengukuran getaran. Dengan demikian hasil analisis dan pengujian bisa digunakan sebagai acuan untuk melakukan modifikasi dan optimisasi agar diperoleh struktur mikrosatelit yang ringan dan aman dengan respon getaran [*displacement* yang lebih kecil.

Pada saat peluncuran mikrosatelit akan mengalami kondisi berbahaya karena terjadi getaran akibat penyalaan roket peluncur. Satelit akan mengalami gaya aksial akibat percepatan dari roket peluncur. Selain itu satelit juga akan menerima input energi getaran dan akustik yang cukup membahayakan subsistem muatan di dalamnya. Dengan memberikan input getaran pada bagian sambungan adaptor bagian bawah tempat baut piroteknik dipasang dapat dihitung respon getaran yang akan terjadi pada tiap-tiap nampan (tingkatan) model satelit. Dalam perhitungannya sistem dianggap sebagai sistem linier. Pengamatan respon hanya dikonsentrasikan pada titik tengah nampan (tingkat). Pada titik di tengah ini akan mengalami kemungkinan simpangan (amplitudo) terbesar saat terjadi getaran. Perhitungan secara teoritis bisa dilakukan untuk masing-masing tingkatan nampan.

Untuk melakukan uji getar darat, pada mikrosatelit hal yang sangat penting adalah menentukan besarnya konstanta pengujian, seperti : m_1 , m_2 , k_1 , k_2 , C_1 , C_2 , dll. Konstanta tersebut bisa diatur untuk mendapatkan respon getaran yang diinginkan sesuai dengan analisa teoritis. Disamping hal tersebut diatas, masalah lain adalah menguji modus getar struktur dalam hal ini salah satunya adalah menentukan frekuensi natural struktur mikrosatelit. Frekuensi natural harus diketahui

untuk menghindari terjadinya resonansi dengan sumber getar roket pembawanya.

Pada saat proses uji getar darat, mikrosatelit tidak dalam keadaan bebas seperti dalam keadaan terbang, namun ditumpu dengan satu dan lain cara. Sistem tumpuan atau suspensi akan berpengaruh terhadap hasil pengukuran uji getar darat tersebut. Besarnya pengaruh sistem suspensi secara kuantitatif dapat dihitung dari seberapa dekat frekuensi modus getar kekakuannya (*rigid body mode*) terhadap modus fleksibel pertama yang sesungguhnya. Masalah analisis hasil eksperimen dengan *Sinyal Analyzer* adalah membedakan antara modus getar akibat kekakuan struktur (*rigid body*) dengan modus getar sesungguhnya. Kedua modus getar ini biasanya berimpit pada frekuensi-frekuensi rendah. Untuk memisahkan modus kekakuan dan modus pertama sejauh mungkin, sistem suspensinya diupayakan selentur mungkin. Untuk memperoleh kondisi seperti itu umumnya dilakukan cara sebagai berikut.

hasilnya dianggap paling memuaskan karena fleksibilitas suspensi udara relatif sangat rendah dan mudah diatur, namun cara ini cenderung mahal.

- b. Menggantungkan satelit dengan karet fleksibel. Secara umum cara menggantung juga hasilnya dipandang memuaskan. Namun cara inipun cenderung mahal dan sulit dilakukan karena memerlukan konstruksi gantungan yang sesuai, misalnya yang harus dapat memikul beban satelit.
- c. Menumpu satelit dengan karet lentur pada ujung bawahnya. Cara ini jauh lebih mudah dari kedua cara di atas. Namun suspensinya tidak dapat selentur kedua cara tersebut.

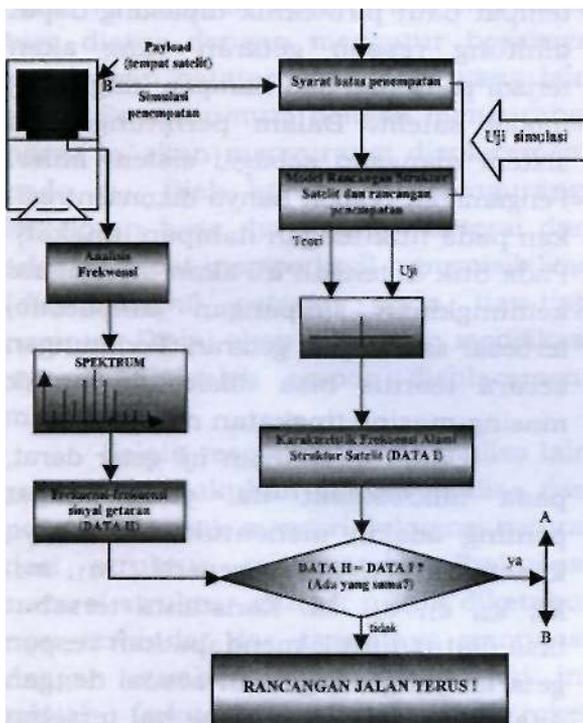
Semakin ringan mikrosatelit yang dibuat maka strukturnya akan semakin fleksibel. Hal ini akan mengakibatkan modus getar pertamanya akan semakin rendah. Seandainya dicapai modus pertama di bawah 1 Hz maka akan sulit sekali diperoleh suspensi uji getar darat yang cukup fleksibel untuk memisahkan antara modus kekakuan dengan modus getar yang sesungguhnya. Dengan adanya sistem suspensi sebagai tumpuan mikrosatelit dalam uji getar darat, sistem tambahan ini akan menyebabkan :

- \$ Munculnya gerak kaku (*rigid body motion*)
- & Modifikasi gerak fleksibel yang sesungguhnya.

Dengan demikian harus dilakukan langkah koreksi sebagai berikut:

- & Memisahkan modus gerak kekakuan sehingga tinggal modus gerak fleksibel yang sesungguhnya.
- ^ Mengkombinasikan kembali modus-modus sesungguhnya untuk mendapatkan modus gerak bebasnya.

Pertama kali dihitung karakteristik dinamik tanpa suspensi (penyangga) untuk mendapatkan perilaku dinamik bebasnya. Setelah itu dihitung untuk beberapa kondisi dengan suspensi yang



Gambar 3-1: Diagram alir untuk proses pengujian getaran termal mikrosat LAPAN

- a. Menumpu satelit dengan kantung udara pada roda-roda, cara ini

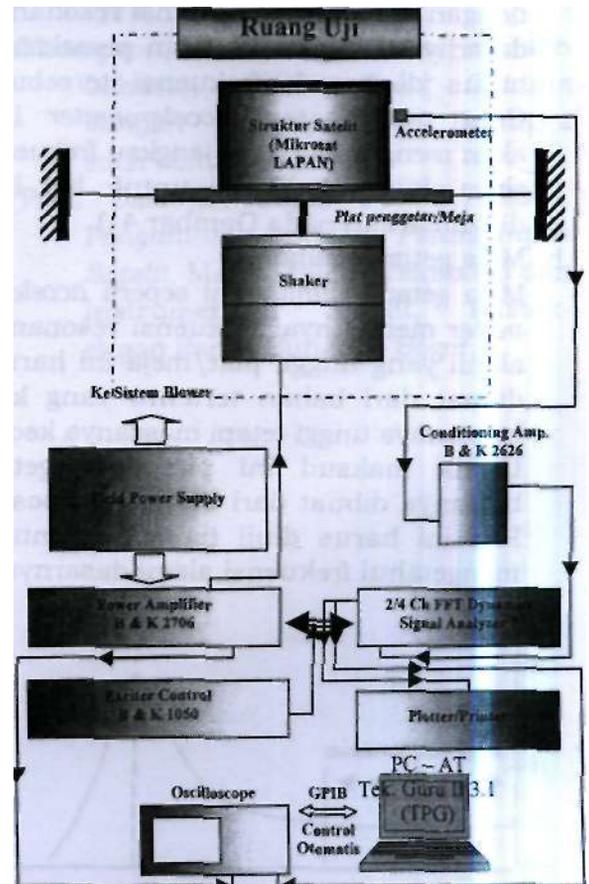
berbeda-beda nilai kekakuannya. Dengan kekakuan suspensi yang berbeda-beda selanjutnya diukur pergeseran frekuensi yang diakibatkannya.

Prinsip metoda pengujian ini adalah mendeteksi amplitudo- getaran struktur satelit di titik-titik tertentu apabila struktur satelit tersebut digetarkan dengan cara simulasi syarat batas penempatan tertentu, frekuensi alami struktur (*frekuensi resonansi*) ditandai dengan membesarnya amplitudo getaran struktur di frekuensi-frekuensi tertentu. Adapun sinyal getaran struktur disimulasikan pada daerah jangkauan frekuensi tertentu yang batas jangkauan atasnya dipengaruhi kemampuan batas (frekuensi resonansi) *accelerometer* dan piringan penggetarnya sebagai simulator penempatan.

Struktur digetarkan melalui piringan tempat simulasi penempatan dilakukan. Piringan ini merupakan piringan yang kaku yang frekuensi alami dasarnya lebih tinggi dari frekuensi tertinggi penggetar (batas atas jangkauan frekuensi penggetar). Frekuensi dan amplitudo penggetar (*shakei*) diatur dan dianalisa melalui *exciter control* atau *Two or Four Channel FFT Dynamics Signal Analyzers* kemudian diperbesar melalui *power amplifier*. Pengaturan frekuensi ini dapat dilakukan secara manual atau otomatis mulai batas bawah frekuensi sampai batas atasnya, baik berulang-ulang atau sekali sapuan. Sinyal akibat getaran struktur ditangkap oleh *accelerometer* dan diteruskan ke *measuring amplifier* melalui *conditioning amplifier*. Untuk menggambarkan proses pengujian yang sedang berlangsung, baik sinyal yang diberikan pada sistem penggetar (*shaker*) melalui *force transducer* ataupun sinyal yang diterima oleh sistem struktur mikrosat melalui *accelerometer*, maka kita dapat melihatnya secara langsung pada monitor *FFT Dynamics Signals Analyzers* atau monitor *oscilloscope* atau dengan menghubungkannya pada suatu plotter/x - y *recorder/printer* yang sinkronisasi frekuensinya diatur dari *exciter control/FFT Dynamics Signals Analyzers*. Sedangkan untuk melihat dan meyakinkan kalau terjadi resonansi dipasang *oscilloscop*

yang akan membandingkan sinyal yang diberikan pada struktur melalui penggetar dan sinyal yang diterima oleh struktur. Dalam *oscilloscop* ini akan nampak pola *Lissayous* yang menunjukkan resonansi, yaitu pola berupa suatu lingkaran (sinyal yang masuk sama dengan sinyal yang keluar). Otomatisasi *oscilloscop* dikontrol melalui computer PC-AT yang dilengkapi perangkat lunak *Test Procedure Generator (TPG)* dari otomatisasi *osiloskop*, terutama dalam pengaturan *Lissayous mode*. Gambar lengkapnya dapat dilihat pada Gambar 3-2 untuk susunan rangkaian peralatan pengujian.

Untuk mengetahui seberapa besar pengaruh temperatur pada muatan misi wahana antariksa (mikrosat LAPAN), di dalam ruang uji muatan misi dipasang dua buah pemanas (*heater*) yang akan memanaskan ruang uji berdasarkan temperatur terprogram. Besarnya temperatur (naik turunnya) ini diatur dengan menggunakan alat *Programable Temperature Controller*.



Gambar 3-2: Susunan pengujian getaran termal untuk mikrosat LAPAN

4 ANALISA DAN HASIL PENGKAJIAN

Penempatan struktur satelit dalam ruang *payload* harus ditempatkan pada kondisi tertentu untuk mengurangi derajat kebebasan struktur satelit. Hal ini merupakan syarat batas penempatan, karena syarat batas yang berbeda akan sangat mempengaruhi hasil yang diperoleh. Agar diperoleh kesesuaian antara perhitungan, kenyataan penempatan dan kondisi pengujian, harus dilakukan simulasi terhadap syarat batas yang ada hingga sangat mendekati kenyataan.

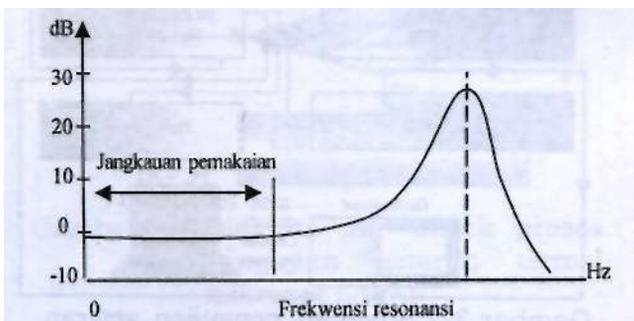
Getaran pada struktur dapat dilakukan dengan menggunakan meja getar/*mounting* yang terbuat dari bahan kaku dengan frekuensi alami dasar yang tinggi (di atas frekuensi pengamatan). Jangkauan frekuensi pengujian yang diamati, batas atasnya dibatasi oleh kemampuan peralatan yang dipakai. Dua buah piranti alat yang menyebabkan terbatasnya pengujian, yaitu

a. *Transducer (Accelerometer)*

Tiap *accelerometer* sudah dikalibrasi dengan mengukur frekuensi resonansi dasarnya. Dengan demikian pemakaian harus di bawah frekuensi tersebut. Cara penempatan *accelerometer* ini akan mengurangi dayajangkau frekuensinya, kurva kalibrasi untuk hal ini digambarkan pada Gambar 4-1.

b. Meja getar/ *mounting*

Meja getar/*mounting* ini seperti *accelerometer* mempunyai frekuensi resonansi alami yang tinggi, plat/meja ini harus dibuat dari bahan tertentu yang kekuatannya tinggi tetapi massanya kecil. Untuk maksud ini plat/meja getar biasanya dibuat dari bahan komposit. Plat ini harus diuji tersendiri untuk mengetahui frekuensi alami dasarnya.



Gambar 4-1: Hasil kalibrasi dari suatu *accelerometer*

Jadi untuk keperluan kelayakan pengujian getaran termal mikrosat LAPAN ada beberapa faktor yang harus diperhatikan dan dipertimbangkan, yaitu

- Jangkauan frekuensi dibatasi oleh kemampuan *transducer (accelerometer)* dan meja penggetarnya sehingga metoda ini kurang begitu memuaskan dibandingkan metoda pengujian lainnya seperti *Modal Analysis Test*.
- Perlu membuat meja getar/*mounting* yang mempunyai kekakuan tinggi tetapi massanya kecil serta melakukan kalibrasi jangkauan frekuensi yang diijinkan sebelum digunakan pada pengujian sesungguhnya.
- Untuk simulasi syarat batas penempatan memerlukan rancangan yang jelas mengenai kondisi penempatan sesungguhnya. Hal ini akan dipakai juga dalam perhitungan teoritis.
- Peningkatan penelitian dapat dilakukan dengan memasang *Band Pass Filter di Measuring Amplifier*.
- Penggunaan peralatan GPIB akan memudahkan melakukan control melalui PC.
- Pengadaan peralatan *Two or Four Channel Dynamics Signal Analyzer* sangatlah diperlukan untuk pengujian jenis *random mode and data analysis* yang tidak dimiliki oleh peralatan pembangkit sinyal lainnya.

5 KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pengkajian yang telah dilakukan, maka dapat disimpulkan bahwa :

- Untuk kelayakan muatan misi wahana antariksa (Mikrosat LAPAN) yang akan diorbitkan, perlu dilakukan pengujian getaran kondisi termal sebelumnya. Hal ini dilakukan mengingat kedua parameter lingkungan tersebut sangat mendominasi di dalam kegiatan peluncuran Mikrosat LAPAN nantinya.
- Untuk keperluan analisa data selama uji validasi termal vibrasi yang

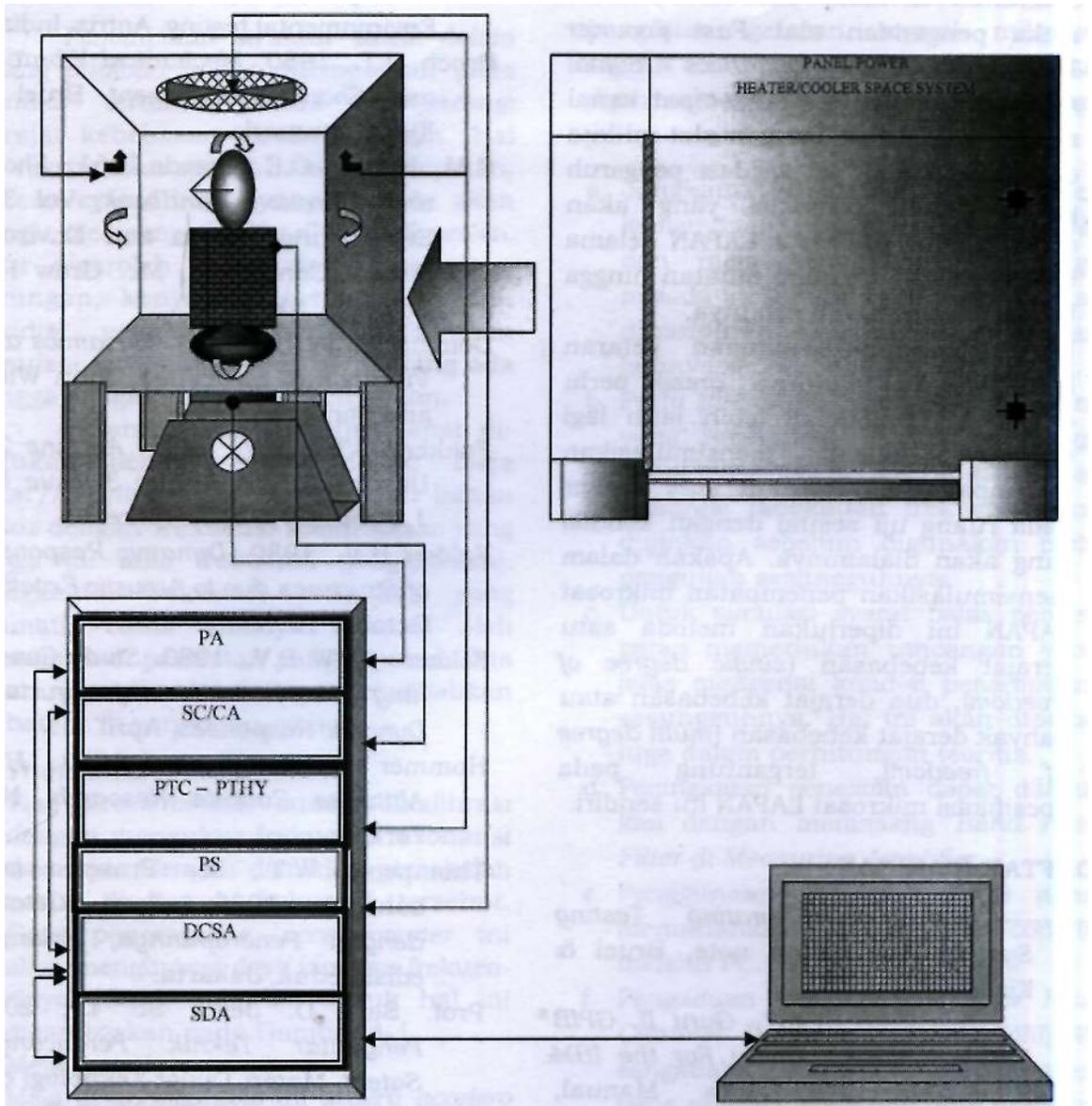
dilakukan terhadap" mikrosat LAPAN, maka pengadaan alat *Fast Fourier Transform (FFT) Dynamics Signal Analyzer* dua kanal atau empat kanal sangatlah penting. Dengan alat ini kita dapat melakukan uji validasi pengaruh getaran acak (random) yang akan diterima oleh Mikrosat LAPAN selama berada di dalam ruang muatan hingga berada pada wilayah orbitnya.

- Untuk kegiatan pengujian getaran kondisi termal nantinya, masih perlu dilakukan pengkajian lebih jauh lagi sehingga dalam mensimulasikan penempatan mikrosat di atas shaker pada ruang uji sesuai dengan kondisi yang akan dialaminya. Apakah dalam mensimulasikan penempatan mikrosat LAPAN ini diperlukan metoda satu derajat kebebasan (*single degree of freedom*), dua derajat kebebasan atau banyak derajat kebebasan (*multi degree of freedom*), tergantung pada spesifikasi mikrosat LAPAN itu sendiri.

DAFTAR RUJUKAN

-, *Vibrating Testing System*, Application note, Bruel & Kjaer.
-, 1987. *Guru II, GPIB User's Resource Utility For the IBM PC*, Tektronix User's Manual, Beaverton.
-, 1997, *Rohini Sounding Rocket and Payloads for Upper Atmospheric Research*, Manual for Environmental testing, Antrix, India.
- Broch, J.T., 1980. *Mechanical Vibration and Shock Measurement*, Bruel & Kjaer, Denmark.
- CM. Harris, C.E. Creede.1961. *Shock and Vibration Handbook*, Vol 3 : Engineering Design and Environmental Conditions, Mc. Graw Hill Book Co. NY.
- Demeter G. Fertis, 1973. *Dynamics and Vibration of Structures*, John Wiley and Sons, New York.
- Fokker - VFW B.V., 1981. *Ariane 2 - User's Manual, Ariane 3 Issue No. 1*, February, Arianespace.
- Fokker B.V., 1980. *Dynamic Responses of Structures due to Acoustic Excitation*, October 10.
- Fokker - VFW B.V., 1980. *Study Concerning the Reduction of Structures Dynamic Responses*, April 11.
- Hommer E. Newell Jr., 1953. *High Altitudes Rockets Research*, New York.
- Thompson, W.T., Lea Prasetyo (alih bahasa), 1986. *Teori Getaran dengan Penerapannya*, Erlangga edisi kedua, Jakarta.
- Prof. Said D. Jenie Sc. D., 2004. *Pengantar Teknik Perancangan Satelit*, Mated Diklat Teknologi dan Instrumentasi Satelit, Pustek-elegan Ranca Bungur - Bogor.

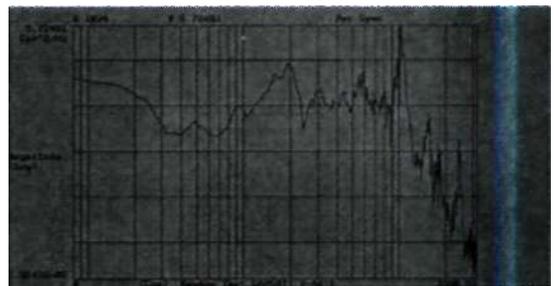
LAMPIRAN :



Gambar 1-1: Bagan skema sistem pengujian getaran termal untuk mikrosat LAPAN (muatan misi roket/satelit)

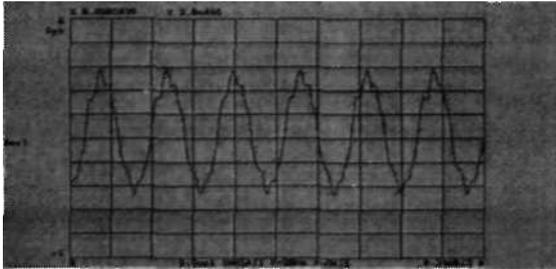
DATA HASIL PENGUJIAN

Hasil pengujian getaran random sumbu Y, pada frekuensi 72 Hz dengan Acceleration Spectral Density/ASD sebesar $0,023429 \text{ g}^2/\text{Hz}$ terjadi kenaikan pada frekuensi 88 Hz yang besarnya $0,0919265 \text{ g}^2/\text{Hz}$ dan pada frekuensi 96 Hz sebesar $0,100191 \text{ g}^2/\text{Hz}$.



Gambar 1-2: Determinasi dari Spektrum Amplitudo sinyal random.

Hasil pengujian getaran sinusoidal untuk sumbu Y, pada frekuensi 80 Hz terjadi kenaikan ASD yang tinggi. Dibawah 50 Hz tidak ditemukan resonansi dan frekuensi dasar. Hasil Rekaman Pengujian Vibrasi untuk sumbu Y dengan frekuensi 10 Hz terdapat pada Tabel 1.



Gambar 1-3: Hasil Rekaman Pengujian getaran untuk sumbu Y dengan frekuensi 10 Hz

Hasil Sapuan Pada Sumbu Y dengan Sweep Rate : 2 Oct/min, Accel : 2,5 Gpk dan durasi : 40 min dapat dilihat pada table di bawah ini :

No of sweep	Freq (Hz)	Accel (Gpk)	Remark
1	8	2.295	OK
2	10	2.650	OK
3	15	2.822	OK
4	20	2.681	OK
5	25	2.944	OK
6	30	3.004	OK
7	35	3.118	OK
8	40	3.112	OK
9	45	2.466	OK
10	50	2.812	OK
11	55	3.228	OK
12	60	3.457	OK
13	65	3.805	OK
14	70	4.867	OK
15	75	4.433	OK
16	80	5.167	Fail
17	85	5.065	Fail
18	90	5.580	Fail
19	95	5.041	Fail
20	100	6.707	Fail

Contoh : Program pengontrol temperatur ruang uji termal vibrasi

