

ANALISIS FLUTTER ROKET BALISTIK RX 420 MENGGUNAKAN ZAERO

Oleh:
Novi Andria*

Abstract

This paper is one of papers describing flutter analysis of ballistic rocket RX-420 of LAPAN. In this research, half model of rocket was reanalyzed using ZAERO software to validate the previous flutter analysis of half model rocket RX-420 using MSC. Nastran. The calculation shows that flutter in sea level altitude for antisymmetric configuration will occur at Mach 9.3, while for symmetric configuration it will occur at Mach 6.6. Those results are close enough to the previous analysis using MSC. Nastran where for antisymmetric configuration flutter occur at Mach 10.15, while for symmetric configuration it occur at Mach 6.4. The research conclude that flutter calculation on previous analysis using MSC. Nastran is valid.

Kata kunci : flutter, rocket, ZAERO.

Abstrak

Makalah ini merupakan salah satu makalah yang membahas analisis flutter pada roket balistik RX-420 LAPAN. Pada makalah ini, model setengah bagian roket dihitung ulang menggunakan software ZAERO untuk memvalidasi hasil penelitian sebelumnya dimana model setengah bagian roket dianalisis menggunakan software MSC. Nastran. Dari hasil penelitian ini diketahui bahwa flutter untuk kasus sea level dengan konfigurasi antisimetri terjadi pada Mach 6.6 sedangkan untuk konfigurasi simetri flutter terjadi pada Mach 9.3. Hasil tersebut sangat mendekati hasil perhitungan flutter sebelumnya menggunakan software MSC. Nastran dimana untuk konfigurasi antisimetri flutter terjadi pada Mach 6.4 sedangkan untuk konfigurasi simetri flutter terjadi pada Mach 10.15. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa hasil perhitungan flutter pada penelitian sebelumnya adalah valid.

Key words : flutter, roket, ZAERO.

1. PENDAHULUAN

Roket balistik RX-420 yang sedang dikembangkan oleh LAPAN merupakan sebuah motor roket yang diproyeksikan sebagai booster pada roket pengorbit satelit. Roket ini diperkirakan akan mampu terbang hingga ketinggian 50 km dan jangkauan 100 km pada elevasi luncur 70° . Sistem propulsinya, yang berdiameter 42 cm dan panjang 3000 cm, akan memberikan gaya dorong sebesar 10.000 kgf sehingga kecepatan maksimum yang akan dialami roket adalah 4,5 Mach [2].

Pada penelitian sebelumnya telah dilakukan perhitungan flutter dengan menggunakan software MSC. Nastran. Pada penelitian tersebut diketahui bahwa flutter pada roket RX-420 terjadi pada Mach 6.4 dan terjadi pada konfigurasi antisimetri [6]. Karena dalam prakteknya pengujian flutter tidak bisa dilakukan di lapangan maka untuk memvalidasi hasil penelitian tersebut dilakukanlah perhitungan ulang melalui software yang berbeda.

Pada penelitian ini diputuskan untuk menggunakan software ZAERO untuk menganalisis ulang flutter RX-420. Pemilihan software ini dilakukan karena software ZAERO merupakan software yang sangat praktis dan berkemampuan tinggi yang sekarang ini banyak digunakan dalam komputasi masalah aeroelastisitas di dunia industri penerbangan. ZAERO mampu menyelesaikan perhitungan flutter secara cepat karena ekstraksi modus gerak struktur wahana dilakukan secara terpisah menggunakan software komputasi struktur yang lain [11]. Selain itu, perhitungan flutter dapat dilakukan untuk berbagai variasi Mach number dan density aliran secara simultan. Hal ini memudahkan user untuk mengetahui kecepatan flutter secara cepat. Lain halnya dengan perhitungan flutter pada software MSC. Nastran dimana flutter hanya dapat dihitung untuk satu Mach aliran saja sehingga diperlukan perhitungan berulang hingga kecepatan flutter sama dengan Mach alirannya (*Compatibility Relation*).

Tujuan dilaksanakannya penelitian ini adalah untuk memvalidasi hasil penelitian sebelumnya yang menggunakan software MSC. Nastran. Selain itu, dengan dilakukannya penelitian ini diharapkan diketahui tingkat akurasi perhitungan flutter antara kedua software tersebut.

*Peneliti Aeroelastisitas Bidang Struktur dan Mekanika Roket, PUSTEK ROKET-LAPAN

2. DASAR TEORI

2.1 Fenomena Flutter

Flutter merupakan fenomena ketidakstabilan dinamik suatu sistem yang diakibatkan oleh interaksi antara unsur inersia, redaman dan fleksibilitas struktur, serta beban-beban aerodinamika yang bekerja pada struktur [3, 4, 5,7]. Beban ini merupakan input beban luar bagi sistem struktur sehingga dihasilkan deformasi yang merupakan input untuk memperbaharui lagi beban aerodinamika. Proses timbal-balik ini terus berlangsung hingga struktur mengalami kegagalan.

Gerak sistem dapat terjaga dengan sendirinya dan berosilasi dengan amplitudo tertentu dimana sumber energi utamanya adalah murni dari aliran udara (*self-excited*). Pada umumnya, flutter melibatkan beberapa modus gerak sekaligus, tetapi yang sering terjadi adalah *coupling* antara modus bending (flexural) dan pitching (torsional).

Terjadinya flutter sangat erat kaitannya dengan mekanisme ekstraksi energi dari aliran udara terhadap struktur yang dilaluinya [5]. Flutter terjadi saat struktur tidak mampu lagi menyerap energi dari aliran udara sehingga struktur akan berosilasi dengan amplitudo yang membesar.

2.2 Persamaan Gerak Aeroelastik

Analisis dilakukan dengan mendiskritkan model kontinyu sehingga jumlah derajat kebebasannya menjadi berhingga. Persamaan gerak sistemnya dapat dituliskan dalam persamaan 1.

$$[m]\{\ddot{x}(t)\} + [c]\{\dot{x}(t)\} + [k]\{x(t)\} = \{A\} \quad (1)$$

dimana :

- [m] = matriks massa struktur
- [c] = matriks redaman struktur
- [k] = matriks kekakuan struktur
- {A} = matriks beban-beban aerodinamika; fungsi (*Geometry, ρ, μ, V, t*)
- {x} = derajat kebebasan sistem

Persamaan gerak diturunkan lebih lanjut dengan menggunakan analisis modus gerak (*modal analysis*) dimana modus gerak sistem saat vakum diekstrak terlebih dahulu dan dipakai sebagai derajat kebebasan sistem (*generalized coordinate*), [5, 7, 8, 9]. Orthogonalitas modus gerak dimanfaatkan untuk membangun sebuah sistem persamaan yang tadinya terkoupelel menjadi tidak terkoupelel [10]. Hal ini dilakukan karena sistem persamaan tak terkoupelel jauh lebih mudah untuk dipecahkan.

2.3 Kajian Aerodinamika

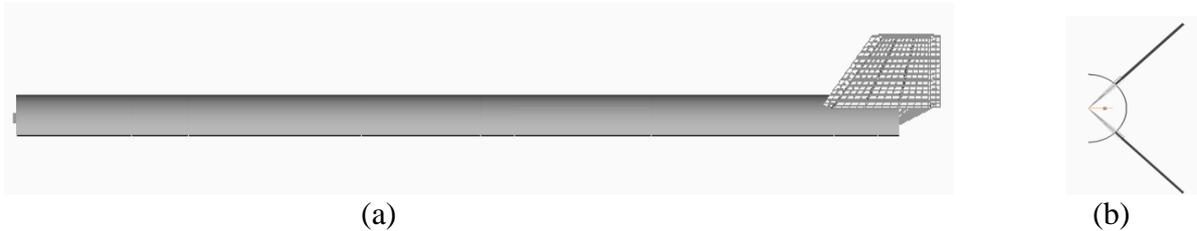
Pada penelitian ini, suku-suku aerodinamika dibangun dengan menggunakan metoda Doublet lattice (subsonic) dan zona 51 (supersonic). Metoda ini digunakan untuk membuat model *lifting surfaces* pada aliran subsonic dan supersonic [8-9]. Konsepsi dari metoda ini adalah doublet yang berosilasi digabungkan dengan aliran *uniform*, kemudian aliran vortex ditambahkan sebagai pembangkit beda tekanan. Untuk keperluan analisa, jumlah sheet dibuat berhingga dan diimplementasikan pada jumlah elemen bidang aerodinamik.

Vortex dan *doublet* diletakan pada masing-masing elemen dengan kekuatan yang telah ditentukan. Disini vortex berperan sebagai pembangkit beban aerodinamik berdasarkan input geometri elemen. Beban aerodinamik yang dihasilkan dijadikan input gaya untuk mengetahui deformasi elemen struktur. Deformasi yang dihasilkan oleh elemen struktur diformulasikan sedemikian rupa hingga dihasilkan suatu perintah untuk mengkoreksi ulang letak serta kekuatan doublet pada elemen aerodinamika.

3. METODOLOGI

3.1 Pemodelan Struktur

Roket RX 420 dimodelkan bagian kanan saja seperti dapat dilihat pada Gambar 1. Fuselage roket dimodelkan menggunakan beam elemen tak bermassa dengan distribusi kekakuan yang uniform. Material yang digunakan adalah steel 17-7 PH. Sistem koordinat yang dipakai dalam pemodelan struktur adalah x (searah aliran), y (ke kanan) dan z (ke atas).



Gambar 3.1. Pandangan samping (a) dan belakang (b) struktur roket

Pemodelan struktur sirip dimulai pada 200 mm dari sumbu simetrik roket. Sirip tidak memiliki sudut puntir dan *incidence* relatif terhadap fuselage dan berkonfigurasi *aft swept LE*. Elastic axis sayap diasumsikan berada pada 50 % chord dari *leading edge*. Airfoil yang digunakan berkonfigurasi *double wedge* dengan tangent sudut di L.E dan T.E sebesar 1/10. Material struktur sirip yang digunakan adalah Al 6061-T651. Sirip dimodelkan dengan flexible chord karena sirip roket RX 420 beraspek rasio rendah dan thickness rasionya sangat kecil ($t/c_{mean} = 2.1\%$). Sirip terbagi atas dua bagian yang simetris yang masing-masing melekat secara kaku melalui ikatan baut.

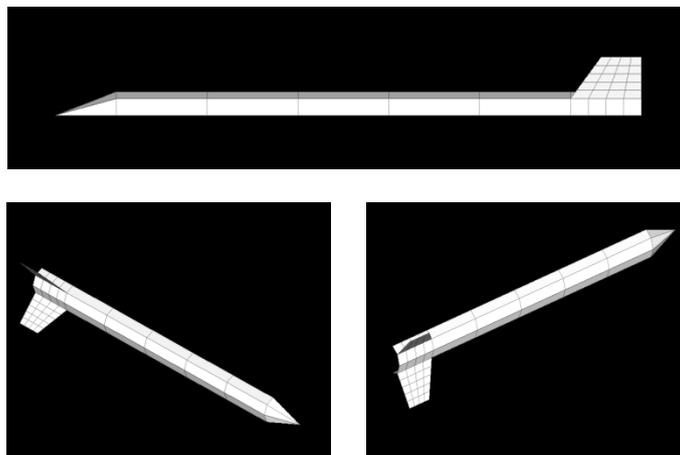
Struktur sirip roket dimodelkan menggunakan metoda diskritisasi elemen hingga dengan elemen diskrit (solid). Sambungan fuselage dan sirip diasumsikan sangat kaku dan dimodelkan menggunakan *rigid line element*. Sirip dimodelkan berupa rangka (*spar* dan *ribs*) yang ditutup oleh skin (kulit). Rangka dan kulit dimodelkan sebagai elemen solid.

Diterapkan *constraint* simetri atau antisimetri pada nodal yang merepresentasikan COG roket. Analisa dilakukan dengan melibatkan seluruh modus gerak kaku. Massa tiap bagian fuselage roket yang merepresentasikan massa nosecone, cap, tabung motor, propellant, liner dan nozzle dimodelkan dengan massa tergumpal. Elemen massa fuselage tersebut tidak diletakkan di centerline fuselage melainkan di c.g tiap segmennya. Hal ini dilakukan agar pemodelan struktur setengah bagian roket ini lebih representatif karena c.g setengah badan roket tidak terletak pada sumbu axis roket.

3.2 Pemodelan Aerodinamika

Model aerodinamika untuk setengah fuselage dibuat dengan menggunakan 12 panel masing-masing 4 panel untuk bagian depan (nosecone), bagian tengah dan bagian belakang (sejajar sirip). 4 panel bagian belakang terdiri atas 4 x 1 box aerodinamik, 4 panel bagian depan terdiri atas 5 x 1 box aerodinamik dan 4 panel bagian depan terdiri atas 4 x 1 triangle aerodinamik. Keterbatasan jumlah box aerodinamika yang mampu diproses oleh program mengakibatkan aspek rasio masing-masing box tidak mendekati harga satu yang menjadi prasyarat dalam pemodelan elemen hingga.

Model aerodinamika untuk sirip dimulai pada jarak 200 mm dari sumbu simetri roket. Sirip dimodelkan dengan satu panel yang terdiri dari 4 x 5 box aerodinamik seperti ditunjukkan dalam Gambar 2.



Gambar 3.2. Model aerodinamika bagian kanan roket menggunakan ZAERO

3.3 Dinamika Struktur Sirip RX-420

Sebelum flutter dianalisis, analisis dinamik struktur dilakukan terlebih dahulu menggunakan software MSC. Nastran. Hal ini bertujuan untuk mengetahui frekuensi, *generalized mass* dan *generalized stiffness* tiap modus gerak sebagai input bagi ZAERO dalam menghitung flutter. Rentang frekuensi modus gerak yang digunakan dalam analisis dinamik adalah rentang frekuensi optimum yang telah diperoleh pada penelitian sebelumnya yakni rentang frekuensi 0 Hz – 1036 Hz (Tabel 3.1 dan 3.2) .

Tabel 3.1. Modus gerak untuk konfigurasi simetri.

Mode No	Frequency (Hz)	Generalized Mass	Generalized Stiffness	Mode Shape Description
1	3.18E+01	5.55E+01	2.22E+06	1 st Body bending
2	6.07E+01	2.64E+00	3.85E+05	1 st Fin bending (Pure)
3	6.21E+01	2.54E+00	3.87E+05	1 st Fin bending (+Body bending)
4	1.44E+02	1.93E+00	1.57E+06	1 st Fin torsion (+Body bending)
5	1.44E+02	1.93E+00	1.58E+06	1 st Fin torsion (Pure)

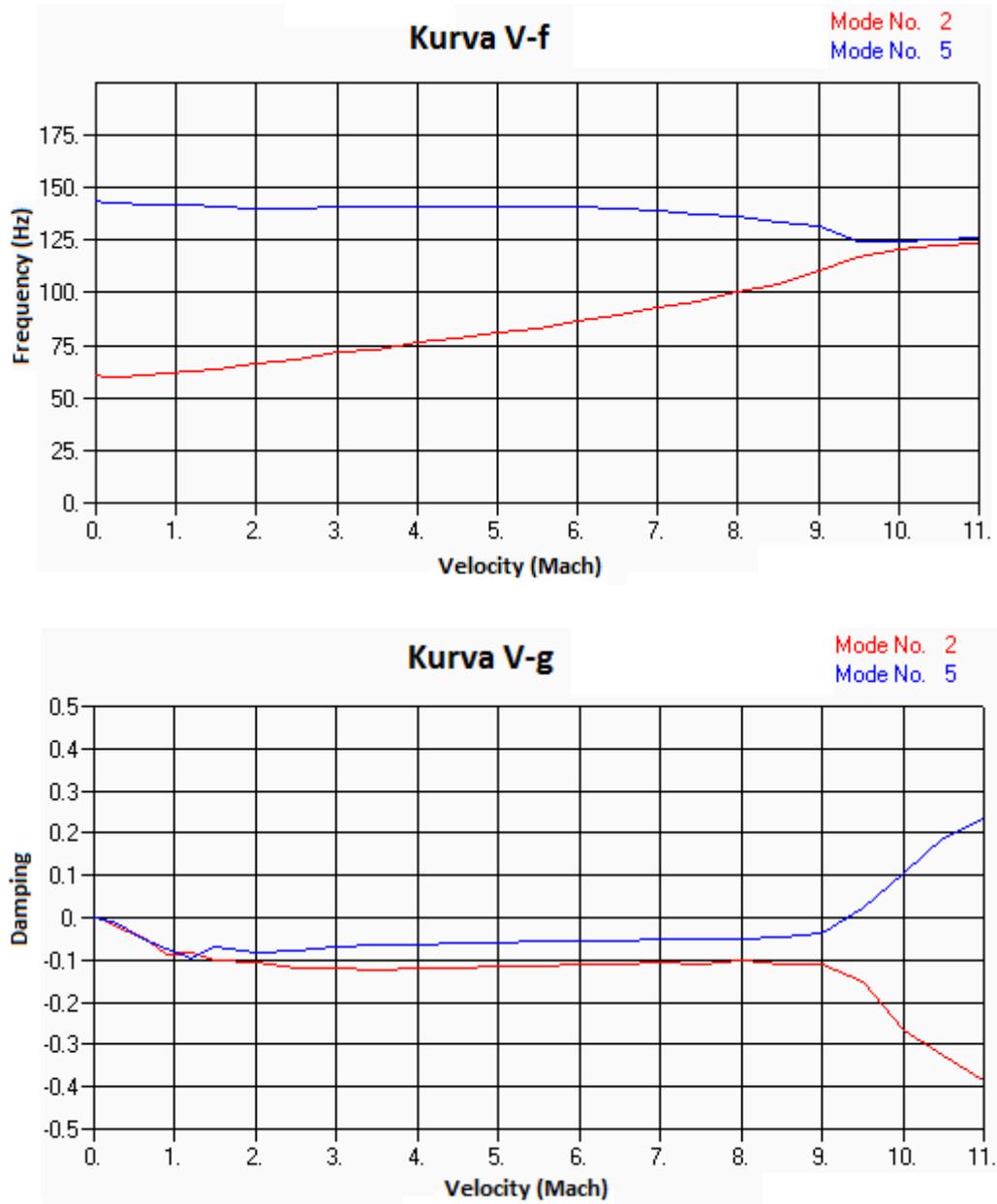
Tabel 3.2. Modus gerak untuk konfigurasi antisimetri.

Mode No	Frequency (Hz)	Generalized Mass	Generalized Stiffness	Mode Shape Description
1	2.95E+01	6.35E+01	2.18E+06	1 st Body bending
2	6.21E+01	2.54E+00	3.86E+05	1 st Fin bending (+Body bending)
3	9.51E+01	1.60E+00	5.72E+05	1 st Fin bending (Pure)
4	1.44E+02	1.93E+00	1.57E+06	1 st Fin torsion (+Body bending)
5	1.46E+02	1.93E+00	1.64E+06	1 st Fin torsion (Pure)

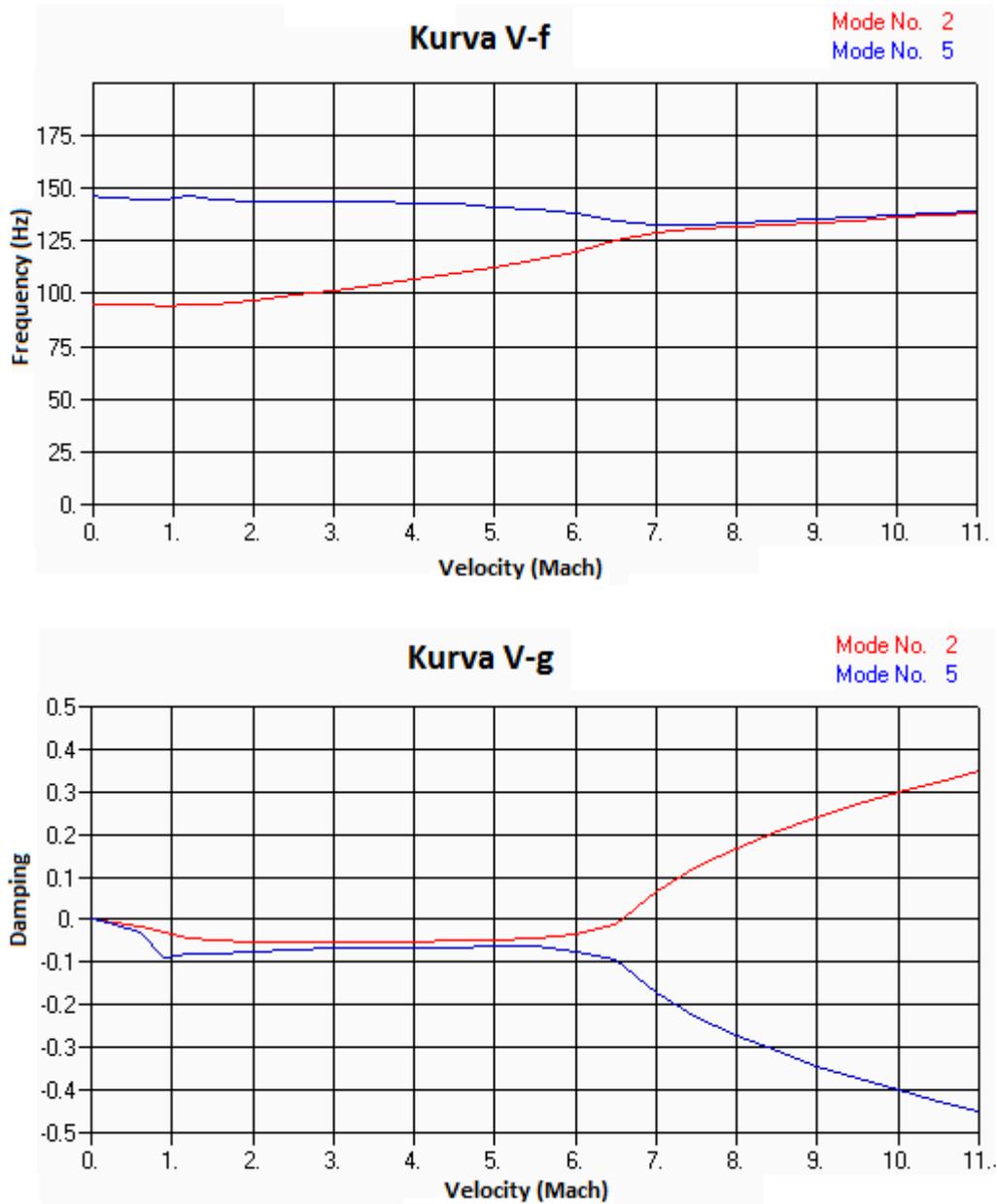
4. HASIL DAN ANALISIS

Untuk kasus *classical flutter* terjadinya flutter disebabkan oleh interaksi dua buah modus gerak sistem yang frekuensinya saling mendekati satu sama lain. Kedua modus gerak tersebut adalah modus bending dan torsi. Cara yang digunakan untuk menentukan kedua modus gerak ini adalah dengan memplot kurva kecepatan-frekuensi (V-f) untuk beberapa modus gerak utama. Frekuensi kedua modus gerak ini akan menuju kekonvergenan saat kecepatan udara dinaikan. Dari kedua modus gerak tersebut, *flutter mode* dapat dicari melalui kurva kecepatan-redaman (V-g). Modus gerak ini mempunyai karakteristik dimana redaman (g) system memotong garis tetapan (umumnya $g = 0\%$) pada suatu kecepatan kritis tertentu.

Seperti yang telah diulas pada uraian sebelumnya, ZAERO mampu menghitung flutter untuk berbagai variasi Mach number secara simultan. Hasil perhitungan flutter berupa kurva V-f dan V-g untuk konfigurasi simetri dan antisimetri diberikan pada Gambar 4.1 dan 4.2. Pada kedua gambar tersebut dapat dilihat bahwa flutter untuk kondisi simetri terjadi pada Mach 9.3 sedangkan untuk kondisi antisimetri terjadi pada Mach 6.6. Selisih kecepatan flutter antara hasil penelitian ini dengan hasil penelitian sebelumnya dimana flutter dihitung menggunakan Nastran adalah relatif kecil (Tabel 4.1).



Gambar 4.1 Kurva V-f & V-g konfigurasi simetri



Gambar 4.2. Kurva V-f & V-g konfigurasi antisimetri

Tabel 4.1 Perbandingan hasil perhitungan flutter antara MSC. Nastran dengan ZAERO

Konfigurasi	Mach Flutter RX-420	
	MSC. Nastran	ZAERO
Simetri	10.15	9.3
Antisimetri	6.4	6.6

Modus flutter untuk masing-masing konfigurasi pada penelitian ini sama dengan modus-modus flutter pada penelitian sebelumnya yang menggunakan software MSC. Nastran. Modus flutter tersebut adalah bending sirip murni pertama dan torsi sirip murni pertama. Karena kecilnya selisih hasil perhitungan dan tidak berubahnya modus flutter maka dapat disimpulkan bahwa hasil penelitian ini dapat memvalidasi hasil penelitian flutter sebelumnya yang menggunakan MSC. Nastran.

5. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil analisis yang telah diuraikan, dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

- Fenomena flutter yang terjadi pada struktur roket RX 420 lebih rentan terjadi pada konfigurasi antisimetri di dibandingkan konfigurasi simetri.
- Perhitungan flutter menggunakan ZAERO mampu memvalidasi perhitungan flutter sebelumnya yang menggunakan MSC. Nastran.
- Penelitian lebih lanjut dengan menggunakan model roket skala penuh sebaiknya dilakukan agar diperoleh hasil yang lebih baik.

DAFTAR PUSTAKA

1. Anderson, John D., Jr., *Fundamentals of Aerodynamics*, 3rd ed., McGraw-Hill Book Company, 2001.
2. Andria, N. dan Triharjanto, R. H. 2010. “*Optimal Design of RX-420 Fin Using Flutter Analysis*”. Proceedings Regional Conference Of Mechanical And Aerospace Technology. Bali, 9-10 Februari. FTMD ITB.
3. Bisplinghoff, R. L., Ashley, H., Halfman, R. L., *AEROELASTICITY*, Addison-Wesley Publishing Company, 1957.
4. Dowell, Earl H., *A modern course in aeroelasticity*, Sitjhoff & Noordhoff, 1980.
5. Fung, Y. C., *An Introduction To The Theory of Aeroelasticity*, Dover Publications, 1969.
6. Novi Andria. 2009. “*Analisis Flutter Roket Balistik Rx 420 Bagian Iv : Half Model Configuration*”. Laporan Penelitian, Pusat Teknologi Wahana Dirgantara. Bogor: LAPAN.
7. Rodden, William P., *Static Aeroelastic & Flutter (On-Site Training)*, University of Kansas, 1992.
8. Rodden, William P. and Johnshon, Erwin H., *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User’s Guide (Version 68)*, The Macneal-Schwendler Corporation, 1994.
9. Rodden, William P. and Johnshon, Erwin H., *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis Seminar Notes (Version 68)*, The Macneal-Schwendler Corporation, 1995.
10. Thomson, William T., *Theory of Vibration with Applications*, A Simon & Schuster Company, 1993.
11. www.zonatech.com, *ZAERO User’s Manual*, 4th ed, ZONA Technology, Inc, 2005.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Novi Andria
Tempat & Tgl. Lahir : Garut, 18 November 1985
Jenis Kelamin : Laki – Laki
Instansi Pekerjaan : PUSTEKWAGAN – LAPAN
NIP. / NIM. : 19851118 200901 1 003
Pangkat / Gol. Ruang : Penata Muda / III a
Jabatan Dalam Pekerjaan : Peneliti
Agama : Islam
Status Perkawinan : Menikah

DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMUN 1 Leles- Garut Tahun: 2000 – 2003
STRATA 1 (S.1) : Teknik Penerbangan – ITB Tahun: 2003 - 2007

ALAMAT

Alamat Rumah : Jalan Kenanga 2 No 41 RT 015 RW 004 Perum Suradita – Serpong
Kecamatan Cisauk, Kabupaten Tangerang

Alamat Kantor / Instansi : HP. : 081321135851
: Jl. Raya LAPAN No. 2 Desa Mekarsari, Rumpin
Kabupaten Bogor - Jawa Barat
Telp. : 021 2175790384

HASIL DISKUSI DALAM PELAKSANAAN SEMINAR

Pertanyaan :

1. Apa syarat/ prasyarat dengan tidak terjadi flutter ? misalnya ketebalan rancangan sector (Setiadi)

Jawaban :

1. Untuk kasus aeronautik (misal sisri or sayap) syarat yang mudah : buat titik berat didepan dan buat CX rendah