

11-2-2011

## Flutter Analysis of RX-420 Ballistic Rocket Fin Involving Rigid Body Modes of Rocket Structures

Novi Andria

*Pusat Teknologi Wahana Dirgantara, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional, Bogor 16350, Indonesia, novie\_aero@yahoo.co.id*

Follow this and additional works at: <https://scholarhub.ui.ac.id/mjt>

 Part of the [Chemical Engineering Commons](#), [Civil Engineering Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Electrical and Electronics Commons](#), [Metallurgy Commons](#), [Ocean Engineering Commons](#), and the [Structural Engineering Commons](#)

---

### Recommended Citation

Andria, Novi (2011) "Flutter Analysis of RX-420 Ballistic Rocket Fin Involving Rigid Body Modes of Rocket Structures," *Makara Journal of Technology*. Vol. 15 : No. 2 , Article 2.

DOI: 10.7454/mst.v15i2.926

Available at: <https://scholarhub.ui.ac.id/mjt/vol15/iss2/2>

This Article is brought to you for free and open access by the Universitas Indonesia at UI Scholars Hub. It has been accepted for inclusion in Makara Journal of Technology by an authorized editor of UI Scholars Hub.

## ANALISIS *FLUTTER* SIRIP ROKET BALISTIK RX-420 DENGAN MELIBATKAN MODUS GERAK KAKU STRUKTUR ROKET

Novi Andria

Pusat Teknologi Wahana Dirgantara, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional, Bogor 16350, Indonesia

E-mail: [novie\\_aero@yahoo.co.id](mailto:novie_aero@yahoo.co.id)

---

### Abstrak

*Flutter* adalah suatu fenomena yang menyebabkan kegagalan katastrofik pada struktur wahana terbang. Pada penelitian ini, *flutter* dikaji untuk konfigurasi simetri dan antisimetri untuk mengetahui pengaruh modus gerak kaku struktur roket terhadap karakteristik *flutter* sirip roket. Melalui penelitian ini diharapkan pula tingkat keamanan desain struktur roket RX-420 terhadap *flutter* dapat diketahui. Model yang dianalisis merupakan model setengah bagian roket. Struktur sirip yang digunakan adalah sirip dengan semispan 600 mm, tebal 12 mm, root 700 mm, tip 400 mm, jenis bahan Al 6061-T651 berkonfigurasi sirip *double spar* dengan ketebalan kulit sirip 2 mm. Dinamika struktur roket dan kestabilan *flutter*-nya dianalisis dengan menggunakan metode elemen hingga yang terimplementasi pada *software* MSC NASTRAN. Analisis menunjukkan bahwa *flutter* pada sirip lebih rentan terjadi pada konfigurasi antisimetri dibandingkan dengan konfigurasi simetri. Untuk konfigurasi antisimetri *flutter* terjadi pada kecepatan 6,4 Mach sedangkan untuk konfigurasi simetri *flutter* terjadi pada 10,15 Mach pada ketinggian permukaan laut. Bila dibandingkan dengan nilai kecepatan maksimum roket sebesar 4,5 Mach pada ketinggian 11 km atau ekuivalen dengan 2,1 Mach pada ketinggian permukaan laut, maka dapat disimpulkan bahwa desain struktur roket RX-420 memenuhi batas keamanan dan *flutter* tidak akan terjadi selama roket terbang.

### Abstract

**Flutter Analysis of RX-420 Ballistic Rocket Fin Involving Rigid Body Modes of Rocket Structures.** Flutter is a phenomenon that has brought a catastrophic failure to the flight vehicle structure. In this experiment, flutter was analyzed for its symmetric and antisymmetric configuration to understand the effect of rocket rigid modes to the fin flutter characteristic. This research was also expected to find out the safety level of RX-420 structure design. The analysis was performed using half rocket model. Fin structure used in this research was a fin which has semispan 600 mm, thickness 12 mm, chord root 700 mm, chord tip 400 mm, made by Al 6061-T651, double spar configuration with skin thickness of 2 mm. Structural dynamics and flutter stability were analyzed using finite element software implemented on MSC. Nastran. The analysis shows that the antisymmetric flutter mode is more critical than symmetric flutter mode. At sea level altitude, antisymmetric flutter occurs at 6.4 Mach, and symmetric flutter occurs at 10.15 Mach. Compared to maximum speed of RX-420 which is 4.5 Mach at altitude 11 km or equivalent to 2.1 Mach at sea level, it can be concluded that the RX-420 structure design is safe, and flutter will not occur during flight.

*Keywords:* fin flutter, Nastran, rigid body modes, rocket, RX-420

---

### 1. Pendahuluan

Roket balistik RX-420 yang sedang dikembangkan oleh Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) merupakan sebuah motor *booster* untuk roket pengorbit satelit. Sistem propulsinya berdiameter 42 cm dengan panjang 3.000 cm memberikan gaya dorong sebesar 10.000 kgf. Roket ini mampu terbang mencapai kecepatan maksimum 4,5 Mach saat ketinggiannya 11 km pada elevasi luncur  $70^\circ$  [1] atau ekuivalen dengan 2,1 Mach pada permukaan laut.

Pada penelitian sebelumnya telah dilakukan pengurangan berat roket pada sirip roket dengan membuat sirip roket yang semula pejal (seperti pada sirip roket-roket LAPAN sebelumnya) menjadi berongga [1]. Model struktur sirip adalah model dengan konfigurasi optimum yakni model *double spar*, material Al 6061-T651 dan Al 2024, ketebalan aerofoil 12 mm dan ketebalan kulit sirip 2 mm [1]. Pada penelitian tersebut analisis *flutter* dilakukan pada model sirip saja tanpa melibatkan badan (*fuselage*) roket [1].

Dalam penelitian ini, model roket RX-420 yang dianalisis merupakan model setengah bagian, yakni bagian kanan saja dengan melibatkan *fuselage*. Meskipun *fuselage* bukan merupakan *lifting surface*, tipis dan panjangnya tabung *fuselage* menyebabkan *fuselage* menjadi elastis sehingga perlu dianalisis pengaruh elastisitasnya terhadap karakteristik aerolastisitas roket secara keseluruhan [2].

Tujuan dilaksanakannya penelitian ini adalah untuk mempelajari dan memahami karakteristik *flutter* roket RX-420 dengan memodelkan struktur roket secara keseluruhan. Dari penelitian ini diharapkan dapat diketahui pengaruh modus gerak kaku (*rigid body motion*) struktur roket berupa konfigurasi simetri dan antisimetri yang merepresentasikan konfigurasi terbang yang sebenarnya terhadap fenomena *flutter* roket hingga dapat diketahui tingkat keamanan desain struktur roket RX-420.

Analisis *flutter* hanya dilakukan pada ketinggian permukaan laut mengingat hasil yang diperoleh lebih konservatif. Metode analisis yang digunakan adalah metode PK karena metode ini paling umum digunakan. Pada metode ini beban aerodinamika diasumsikan memiliki respon harmonik. Pada satu nilai kecepatan aliran tertentu, sejumlah rentang frekuensi disediakan untuk menghitung beban aerodinamika dan nilai eigen persamaan gerak. Dari nilai eigen tersebut akan diperoleh nilai frekuensi sistem yang baru. Iterasi terus dilakukan hingga nilai frekuensi sistem konvergen. Perhitungan dilanjutkan untuk nilai kecepatan yang lebih tinggi hingga nilai frekuensi sistem dapat diketahui untuk semua rentang kecepatan aliran yang akan dikaji.

**Fenomena *flutter*.** Aeroelastis adalah cabang ilmu mekanika yang mempelajari interaksi antara gaya-gaya aerodinamika, struktur, dan inersial. Aeroelastis terbagi menjadi *static elastic* dan *dynamic elastic*. Fenomena yang dihasilkan dari kedua jenis diatas bisa berupa divergensi (kasus *static-elastic*) dan *flutter* (kasus *dynamic-elastic*).

*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 [3-9]. Beban ini merupakan input beban luar bagi sistem struktur sehingga dihasilkan deformasi yang merupakan input untuk memperbaharui beban aerodinamika. Proses timbal-balik ini terus berlangsung hingga struktur mengalami kegagalan.

Untuk kasus *classical flutter*, *flutter* sangat dipengaruhi oleh nilai rasio frekuensi *bending-torsi* ( $\omega_b/\omega_a$ ). Fenomena *flutter* merupakan salah satu contoh dari fenomena resonansi. Pada kecepatan aliran sama dengan

nol, frekuensi dua modus gerak struktur nilainya berlainan. Namun pada medan kecepatan aliran, nilai tersebut dapat berubah karena adanya interaksi antara aliran dengan pergerakan struktur. *Flutter* terjadi ketika dua frekuensi sistem saling berdekatan hingga konvergen. Pada analisis dua dimensi kecepatan *flutter* rendah bila perbandingan nilai frekuensi *bending-torsi* mendekati nilai satu [6].

**Persamaan gerak aeroelastik.** Analisis dilakukan dengan mendiskritkan model kontinu sehingga jumlah derajat kebebasannya menjadi berhingga. Persamaan gerak sistemnya dituliskan dalam bentuk persamaan (1).

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

dengan

- $[m]$  = matriks massa struktur
- $[c]$  = matriks redaman struktur
- $[k]$  = matriks kekakuan struktur
- $\{A\}$  = matriks beban-beban aerodinamika;  
fungsi (*Geometri,  $\rho, \mu, V, t$* )
- $\{x_q\}$  = vektor perpindahan
- $q$  = derajat kebebasan sistem

Persamaan gerak diturunkan lebih lanjut dengan menggunakan analisis modus gerak (*modal analysis*) di mana modus gerak sistem saat vakum diekstrak terlebih dahulu dan dipakai sebagai derajat kebebasan sistem (*generalized coordinate*) [8-13]. Ortogonalitas modus gerak dimanfaatkan untuk membangun sebuah sistem persamaan yang tadinya terkopel menjadi tidak terkopel [14]. Hal ini dilakukan karena sistem persamaan tak terkopel jauh lebih mudah untuk dipecahkan.

**Modus gerak kaku roket.** Modus getar sebuah wahana terbang dapat ditentukan dengan membagi model kedalam beberapa bagian yang masing-masing diberi kondisi batas yang sesuai. *Rigid body modes* dilibatkan untuk merepresentasikan konfigurasi terbang sebenarnya yang dialami wahana dimana struktur wahana tidak dikondisi batas kantilever [15-16]. Modus gerak struktur dibagi kedalam modus kaku ( $\phi_r$ ) dan modus fleksibel ( $\phi_e$ ) yang saling ortogonal [15,17]. Sebagai contoh *fuselage* dapat bergerak bebas dengan modus translasi vertikal (arah sumbu Z) dan sayap bergerak dengan modus *bending*. Kedua modus ini ditunjukkan pada persamaan (2).

$$z(x, y, t) = \phi_r^T q_r + \phi_e^T q_e \quad (2)$$

- $z$  = translasi nodal pada sumbu z
- $\phi^T$  = modus gerak normal
- $q$  = derajat kebebasan sistem
- $r$  = modus kaku
- $e$  = modus fleksibel

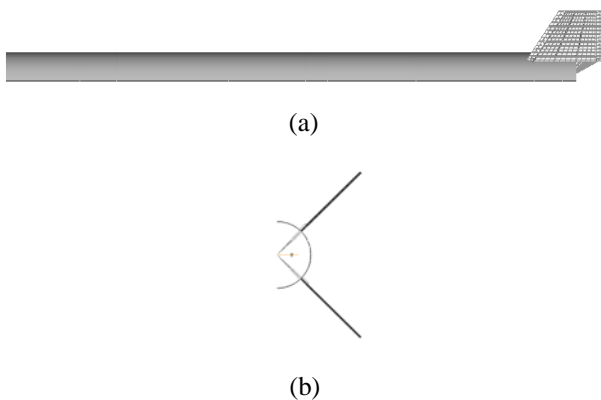
**Kajian aerodinamika.** Dalam analisis *flutter*, terdapat satu tahap yang cukup sulit untuk dikerjakan, yakni penentuan karakteristik gaya dan momen aerodinamika serta besaran fisik lainnya [10-11]. Pada penelitian ini, suku-suku aerodinamika dibangun dengan menggunakan metode *doublet lattice* (subsonik) dan zona 51 (supersonik) [18].

**2. Metode Penelitian**

Pada bagian ini dibahas mengenai pemodelan struktur dan aerodinamika roket RX-420. Pembahasan dimulai dengan menerangkan asumsi-asumsi yang diterapkan dan tata cara masing-masing pemodelan.

**Pemodelan struktur.** Roket RX-420 dimodelkan bagian kanan saja (Gambar 1). *Fuselage* roket dimodelkan menggunakan elemen pancaran (*beam element*) tak bermassa dengan distribusi kekakuan yang seragam (*uniform*). Material yang digunakan adalah baja 17-7 PH dengan  $E = 200$  GPA dan  $G = 75,8$  Gpa. Sistem koordinat yang dipakai dalam pemodelan struktur adalah  $x$  (searah aliran),  $y$  (ke kanan), dan  $z$  (ke atas).

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 L.E*. Elastik axis sayap diasumsikan berada pada 50% *chord* dari *leading edge*. Aerofoil yang digunakan berkonfigurasi *hexagonal* dengan tangen sudut di L.E dan T.E sebesar 1/10. Material struktur yang digunakan adalah homogen dimana untuk 6061 nilai koefisien elastisitas  $E = 68,9$  GPa, koefisien elastisitas geser  $G = 26$  GPa dan  $\rho = 2.700$  kg/m<sup>3</sup>. Sirip terbagi atas dua bagian yang simetris yang masing-masing melekat secara kaku. Sirip dimodelkan dengan fleksibel *chord* karena sirip roket RX-420 berespek rasio rendah dan *thickness ratio*-nya sangat kecil ( $t/c_{mean} = 2.1\%$ ). Hal ini mengakibatkan *chord* sirip cukup fleksibel dan kurang tepat bila dimodelkan sebagai *rigid chord*.



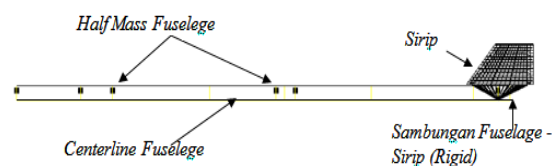
**Gambar 1. Pandangan Samping (a) dan Belakang (b) Struktur Roket**

Struktur sirip roket dimodelkan menggunakan metode diskritisasi elemen hingga dengan elemen diskrit solid. Pada Gambar 2 dapat dilihat bahwa 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.

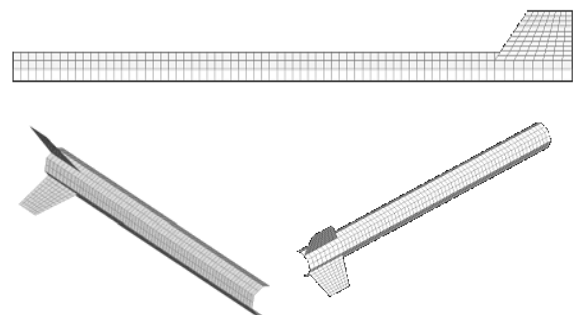
Pada penelitian ini diterapkan kondisi batas simetri atau antisimetri pada *nodal* yang merepresentasikan COG roket. Massa tiap bagian *fuselage* roket seperti massa *nosecone*, *cap*, tabung motor, *propellant* [19], *liner* dan *nozzle* dimodelkan dengan massa tergumpal. Elemen massa *fuselage* tersebut 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.

**Pemodelan aerodinamika.** Sistem koordinat yang digunakan sama dengan sistem koordinat struktur. Model aerodinamika untuk setengah *fuselage* dibuat dengan menggunakan 12 panel masing-masing 6 panel untuk bagian depan dan belakang (sejajar sirip). Enam panel bagian belakang terdiri atas 8 x 1 *box* (kotak) aerodinamik, sedangkan 6 panel bagian depan terdiri atas 6 x 1 kotak aerodinamik. Hal ini dilakukan untuk menjaga aspek rasio masing-masing kotak mendekati nilai 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 10 x 8 *box* aerodinamik (Gambar 3).



**Gambar 2. Elemen Diskrit Tiap Bagian Roket**



**Gambar 3. Model Aerodinamika Bagian Kanan Roket RX-420**

Semua *lifting surfaces* diasumsikan paralel terhadap aliran. Masing-masing permukaan (atau panel) dibagi ke dalam elemen trapesium (*box*) sedemikian rupa hingga elemen-elemen tersebut tersusun paralel terhadap aliran udara. Tekanan diasumsikan terkonsentrasi di 1/4 panjang *chord box*. Titik kendali tiap kotak terletak di 3/4 panjang *chord* di mana kondisi batas *downwash* aliran dipenuhi pada titik ini. Kode untuk menghitung koefisien aerodinamika diambil dari Giesing, Kalman, dan Rodden. Berbagai jumlah permukaan dengan bentuk sembarang dapat dianalisis dengan memodelkannya sebagai satu atau lebih bidang trapesium.

**Interpolasi model.** Interpolasi diperlukan untuk menyatukan model struktur dan model aerodinamika. Penyatuan kedua model ini dilakukan dengan menerapkan *splining* terhadap model aerodinamika [3, 9-11]. *Grid-grid* struktur yang dipilih sebagai *grid* referensi adalah seluruh *grid* struktur yang berada pada bidang simetri sirip. Model aerodinamika dilekatkan secara lengkap pada model struktur [19], baik untuk pergerakan translasi maupun rotasi.

Sebelum *flutter* dianalisis, analisis dinamik struktur dilakukan terlebih dahulu menggunakan Nastran (NASA Structural Analysis System). Hal ini bertujuan untuk mengetahui frekuensi, massa, dan kekakuan termampatkan tiap modus gerak [20]. Rentang frekuensi modus gerak yang digunakan dalam analisis dinamik adalah rentang frekuensi optimum [21], dimana pada penelitian sebelumnya diperoleh rentang frekuensi 0–1036 Hz [1].

### 3. Hasil dan Pembahasan

**Analisis modus gerak struktur sirip RX-420.** Terjadinya *flutter* sangat erat kaitannya dengan perbandingan nilai frekuensi pribadi torsi-*bending* struktur. Oleh karena itu, analisis modus gerak perlu dilakukan untuk mengetahui nilai frekuensi alami tiap modus gerak struktur. Dengan mengetahui nilai tersebut terutama nilai frekuensi modus torsi dan *bending* pertama, maka dapat diprediksi rentan tidaknya struktur tersebut terhadap fenomena *flutter*. Pada Tabel 1 dan 2, serta Gambar 4 dan 5 ditunjukkan sebagian hasil pengujian analisis modus gerak yakni 5 modus gerak fleksibel masing-masing untuk konfigurasi simetri dan antisimetri.

Dengan mempertimbangkan bahwa perhitungan *flutter* dilakukan berdasarkan analisis modus gerak, maka validasi yang paling mungkin untuk dilakukan adalah dengan menguji frekuensi pribadinya melalui uji getar [14-15,22]. Uji getar diperlukan untuk mengetahui karakteristik struktur wahana uji [22-23]. Uji getar telah dilakukan di Sentra Teknologi Polimer (STP), BPPT. Struktur yang dijadikan model uji getar adalah sirip seperti yang ditunjukkan pada Gambar 6. Hasil

pengujian menunjukkan perhitungan frekuensi pribadi berdasarkan simulasi numerik memiliki *error* rata-rata sebesar 3,4% [1]. Hasil ini menunjukkan bahwa model numerik ini cukup absah untuk digunakan dalam analisis *flutter*.

**Karakteristik flutter RX-420.** Cara yang digunakan untuk menentukan modus *flutter* ini adalah dengan membuat 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, modus *flutter* dapat diketahui dengan membuat kurva kecepatan-redaman (V-g). Modus gerak ini mempunyai karakteristik dimana redaman sistem (g) memotong garis tetapan (umumnya diasumsikan  $g = 0\%$ ) pada suatu kecepatan kritis tertentu.

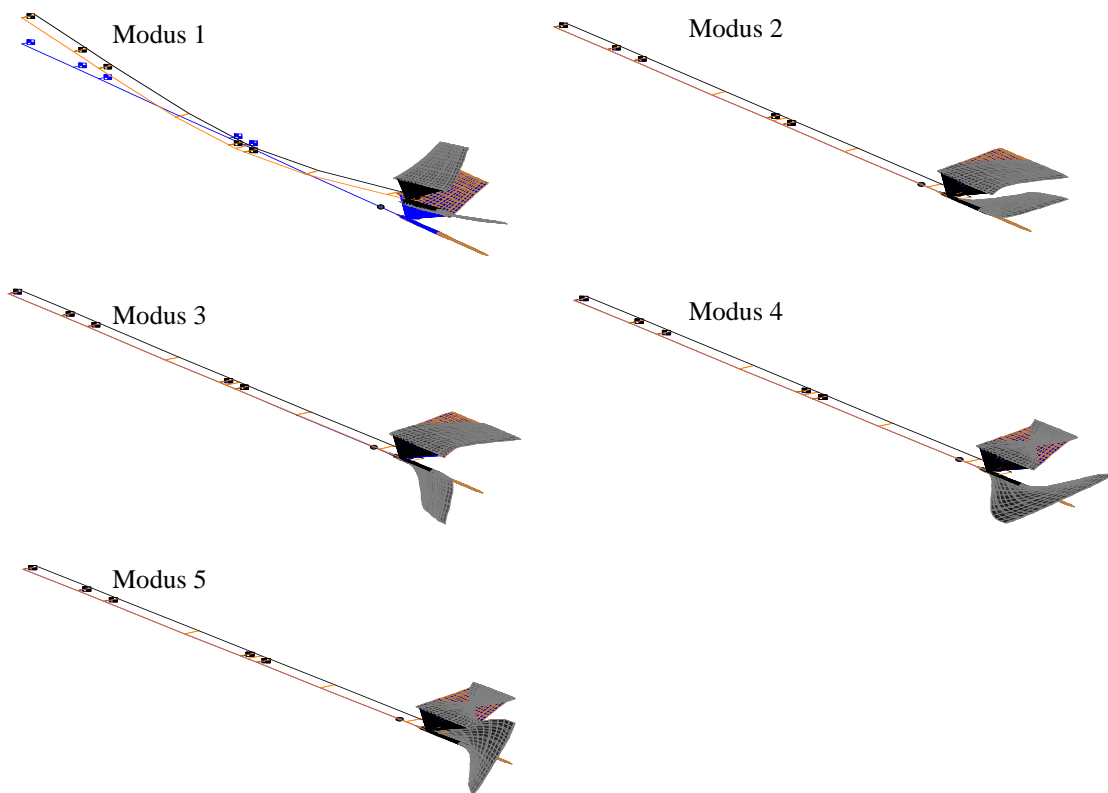
Setelah melalui pengujian *flutter* untuk beberapa variasi Mach *number* aliran, *flutter* roket RX-420 untuk konfigurasi simetri dan antisimetri dapat diketahui. Hasil perhitungan *flutter* berupa kurva V-f dan V-g untuk kedua konfigurasi tersebut diberikan pada Gambar 7 dan 8. Hasil perhitungan menunjukkan bahwa *flutter* untuk konfigurasi simetri terjadi pada 10,15 Mach sedangkan untuk konfigurasi antisimetri terjadi pada 6,4 Mach.

**Tabel 1. Modus Gerak Struktur Roket RX-420 untuk Konfigurasi Simetri**

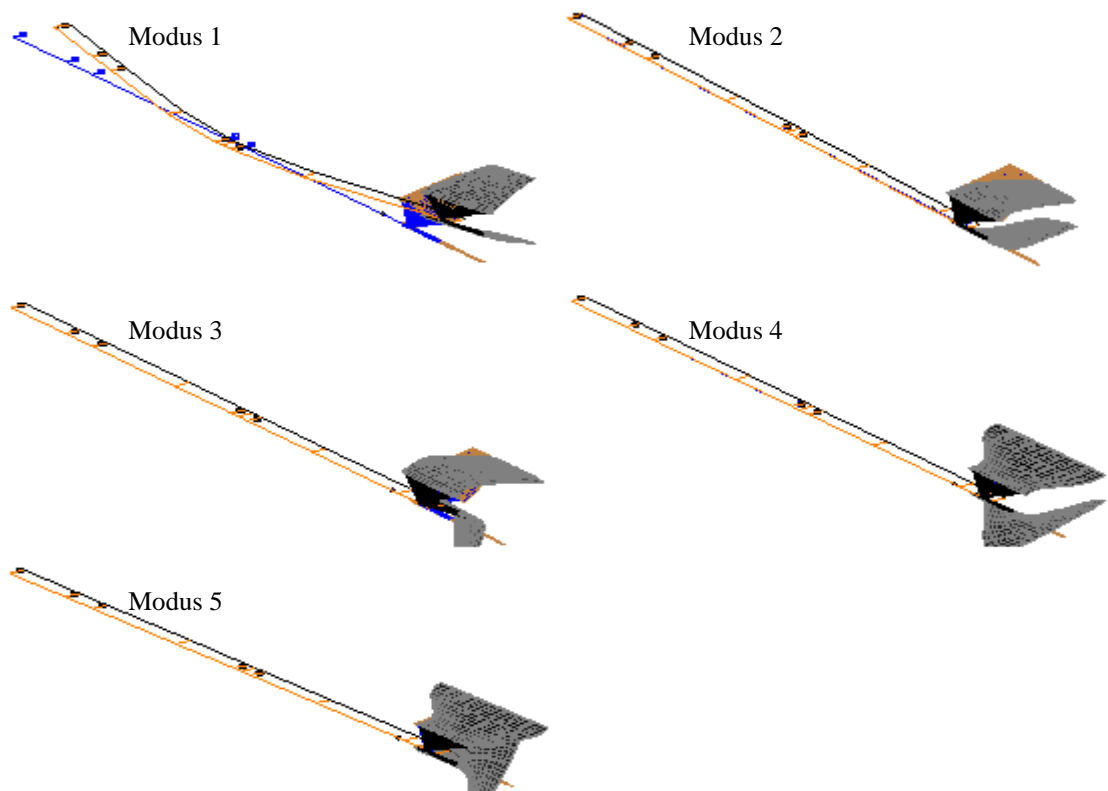
Frekuensi (Hz)	Massa Termampatkan	Kekakuan Termampatkan	Modus Gerak
3,18E+01	5,55E+01	2,22E+06	<i>Bending body</i> pertama
6,07E+01	2,64E+00	3,85E+05	<i>Bending</i> sirip pertama (murni)
6,21E+01	2,54E+00	3,87E+05	<i>Bending</i> sirip pertama (+ <i>bending body</i> )
1,44E+02	1,93E+00	1,57E+06	Torsi sirip pertama (+ <i>bending body</i> )
1,44E+02	1,93E+00	1,58E+06	<i>Bending</i> torsi pertama (murni)

**Tabel 2. Modus Gerak Struktur Roket RX-420 untuk Konfigurasi Simetri**

Frekuensi (Hz)	Massa Termampatkan	Kekakuan Termampatkan	Modus Gerak
2,95E+01	6,35E+01	2,18E+06	<i>Bending body</i> pertama
6,21E+01	2,54E+00	3,86E+05	<i>Bending</i> sirip pertama (+ <i>bending body</i> )
9,51E+01	1,60E+00	5,72E+05	<i>Bending</i> sirip pertama (murni)
1,44E+02	1,93E+00	1,57E+06	Torsi sirip pertama (+ <i>bending body</i> )
1,46E+02	1,93E+00	1,64E+06	<i>Bending</i> torsi pertama (murni)



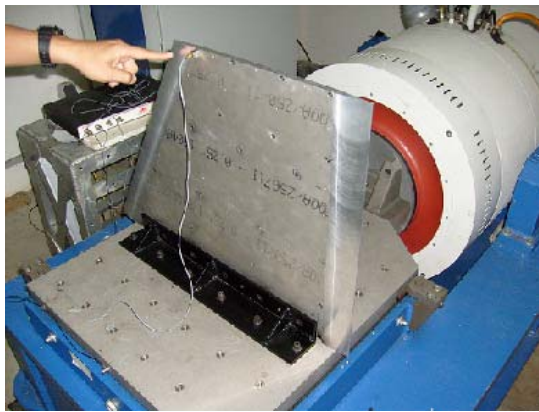
Gambar 4. Visualisasi Modus Gerak ke 1-5 untuk Konfigurasi Simetri



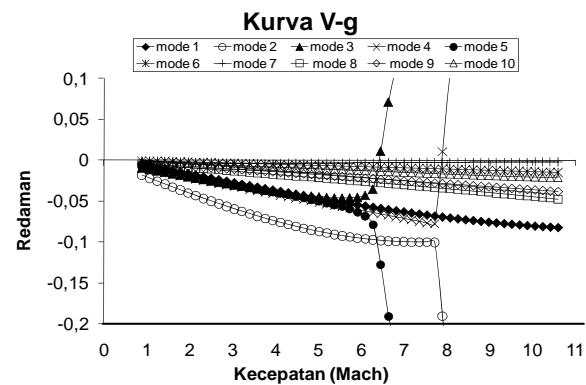
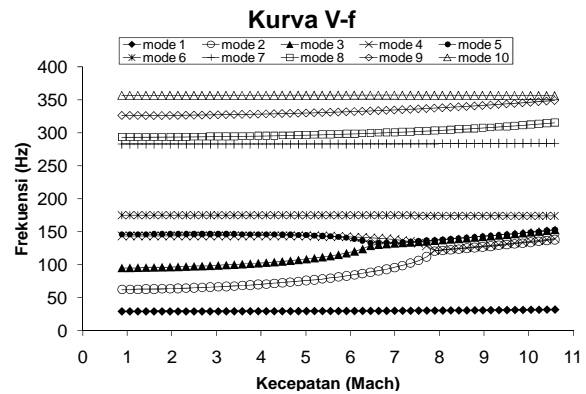
Gambar 5. Visualisasi Modus Gerak Ke 1-5 untuk Konfigurasi Antisimetri

Dengan demikian modus terbang yang paling rentan terhadap flutter roket adalah modus antisimetri. Untuk konfigurasi simetri flutter terjadi karena dominannya kopling antara modus gerak ke-2 (*bending* sirip pertama) dan modus gerak ke-5 (torsi sirip pertama). Selisih frekuensi antara kedua modus tersebut adalah 83,1 Hz. Sedangkan untuk konfigurasi antisimetri flutter terjadi karena dominannya kopling antara modus gerak ke-3 (*bending* sirip pertama) dan modus gerak ke-5 (torsi sirip pertama) dengan selisih frekuensi antara kedua modus tersebut sebesar 51,4 Hz.

Penyebab rentannya flutter pada konfigurasi antisimetri dapat diketahui dari selisih frekuensi antara kedua modus flutter-nya [24]. Pada konfigurasi antisimetri,



Gambar 6. Uji Getar Sirip di STP-BPPT

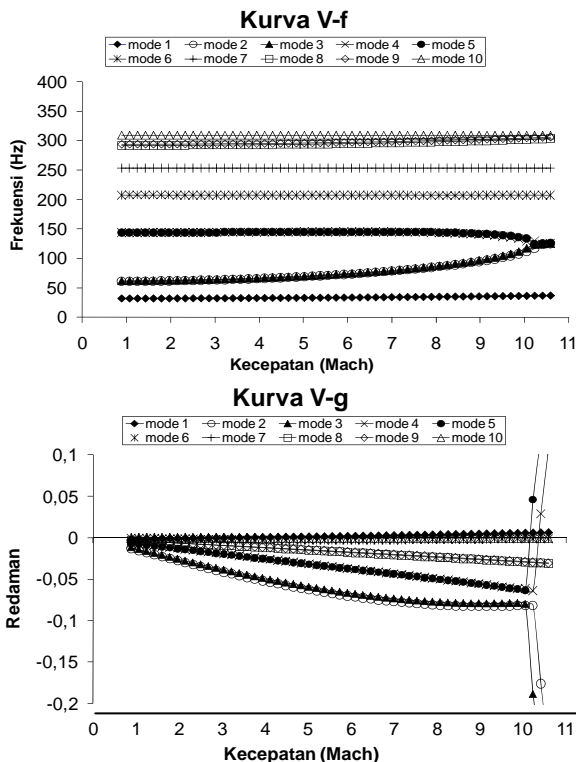


Gambar 8. Kurva V-f dan V-g Konfigurasi Antisimetri

frekuensi *bending* sirip murni adalah 95,1 Hz, lebih besar dari frekuensi *bending* sirip murni pada konfigurasi simetri yang sebesar 60,7 Hz. Besarnya frekuensi *bending* sirip murni pada konfigurasi tersebut mengakibatkan perbandingan nilai frekuensi *bending*-torsi ( $\omega_H/\omega_a$ ) menjadi berkurang sehingga menyebabkan turunnya nilai kecepatan flutter [6]. Berdasarkan hasil perhitungan yang telah diperoleh, maka dapat disimpulkan bahwa modus flutter adalah modus gerak *lifting surface* murni (*local fin*) [25].

**Pengaruh fuselage terhadap flutter sirip.** Penelitian flutter sirip RX-420 dilakukan setelah menguji flutter pada model sirip secara terpisah. Pada analisis flutter sirip dengan kondisi batas kantilever [1], flutter terjadi di Mach number 9,35 pada modus torsi sirip pertama. Nilai frekuensi modus flutter-nya adalah 61 Hz untuk modus *bending* dan 145 Hz untuk modus torsi. Nilai modus flutter tersebut hampir sama dengan frekuensi modus flutter untuk konfigurasi simetri, yakni 144 Hz untuk modus torsi dan 60,7 Hz untuk modus *bending* sehingga tidaklah mengherankan bila kecepatan flutter untuk konfigurasi simetri mendekati kecepatan flutter sirip dengan kondisi batas kantilever.

Untuk konfigurasi antisimetri, nilai modus flutter-nya adalah 29,5 Hz untuk modus *bending* dan 146 Hz untuk modus torsi. Dari hasil tersebut dapat diketahui bahwa analisis dengan melibatkan *fuselage* untuk kondisi



Gambar 7. Kurva V-f dan V-g Konfigurasi Simetri



Gambar 9. Hasil Uji Terbang Roket RX-420

terbang bebas (*free-flying*) meningkatkan nilai frekuensi pribadi *bending* siripnya. Bertambahnya frekuensi *bending* sirip tersebut menyebabkan rasio frekuensi *bending*-torsi menjadi lebih kecil sehingga kecepatan *flutter*-nya turun. Dapat disimpulkan bahwa analisis *flutter* untuk model roket yang menggunakan 1 set sirip dapat langsung dilakukan pada konfigurasi antisimetri saja karena *flutter* lebih rentan pada konfigurasi ini.

#### Analisis tingkat keamanan desain struktur RX-420.

Pada umumnya, suatu wahana terbang dinyatakan aman apabila kecepatan *flutter*-nya lebih tinggi dari 1,2 kali kecepatan maksimumnya. Bila dibandingkan dengan nilai kecepatan maksimum roket sebesar 4,5 Mach pada ketinggian 11 km atau ekuivalen dengan 2,1 Mach pada ketinggian permukaan laut maka dapat disimpulkan bahwa desain struktur roket RX-420 memenuhi batas keamanan dan *flutter* tidak akan terjadi selama roket terbang. Hasil ini diperkuat dengan tetap terhubungnya sirip pada badan roket yang terlihat selama uji terbang berlangsung (Gambar 9).

#### 4. Simpulan

Analisis *flutter* sirip roket dengan melibatkan modus gerak kaku struktur roket secara keseluruhan sangat penting untuk dilakukan. Elastisitas badan roket sangat menentukan nilai frekuensi pribadi struktur sirip sehingga berpengaruh terhadap karakteristik *flutter* sirip. Kecepatan *flutter* dengan memodelkan struktur roket secara lengkap menjadi lebih rendah dibandingkan dengan kecepatan *flutter* dengan hanya memodelkan struktur sirip saja. Untuk kasus roket RX-420 ini *flutter* sirip lebih rentan terjadi pada konfigurasi antisimetri dibandingkan dengan konfigurasi simetri. Kendati terjadi penurunan kecepatan *flutter*, desain struktur roket RX-420 masih memenuhi batas keamanan karena *flutter* diprediksi terjadi pada 6,4 Mach, lebih besar dari 1,2 kali kecepatan maksimum roket.

#### Ucapan Terima Kasih

Penulis mengucapkan terima kasih kepada semua staf Pusat Teknologi Wahana Dirgantara LAPAN dan *chief engineer* roket RX-420 atas segala dukungan dan penyediaan data sehingga penelitian ini dapat berjalan dengan baik.

#### Daftar Acuan

- [1] N. Andria, R.H. Triharjanto, Optimal Design of RX-420 Fin Using Flutter Analysis, Proceedings Regional Conference of Mechanical and Aerospace Technology, FTMD ITB, Bali, Indonesia, 2010, paper list 504.
- [2] S.H. Pourtakdoust, N. Assadian, Scientia Iranica 11 (2004) 26.
- [3] R. Kamakoti, Ph.D Dissertation, Graduate School of the University of Florida, USA, 2004.
- [4] M.W. Keheo, NASA Technical Memorandum 4720, Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 1995.
- [5] J.J. McNamara, P.P. Friedmann, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA Series, Honolulu, Hawaii, April 2007, p.2013.
- [6] E.H. Dowell (Ed.), A Modern Course in Aeroelasticity, Kluwer Academic Publishers, Netherlands, 1980, p.480.
- [7] R.L. Bisplinghoff, H. Ashley, R.L. Halfman, Aeroelasticity, Addison-Wesley Publishing Company, New York, 1957, p.855.
- [8] Y.C. Fung, An Introduction to the Theory of Aeroelasticity, Dover Publications, New York, 2008, p.498.
- [9] W.P. Rodden, Static Aeroelastic dan Flutter (On-Site Training), University of Kansas, Kansas, 1992.
- [10] W.P. William, E.H. Johnshon, MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide (Version 68), The Macneal-Schwendler Corporation, Los Angeles, 1994.
- [11] W.P. William, E.H. Johnshon, MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis Seminar Notes (Version 68), The Macneal-Schwendler Corporation, Los Angeles, 1995.
- [12] O. Seresta, Ph.D Dissertation, Aerospace Engineering, Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, USA, 2007, p.53.
- [13] W.A. Silva, U.S. Patent No. 0243448A1, 2 Oct. 2008.
- [14] W.T. Thomson (Ed.), Theory of Vibration with Applications, vol. 1, Prentice Hall, New York, 1993, p.546.
- [15] J.R. Wright, J.E. Cooper, Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads, John Wiley and Sons Ltd., Wiltshire, 2007, p.499.



- [16] K. Davidson, D.J. McTavish, D.R. Greatrix, *Can. Aeronaut. Space J.* 53 (2007) 85.
- [17] B.B. Prananta, J.J. Meijer, J.V. Muijden, *Static Aeroelastics Simulation Using CFD Comparison with Linear Method*, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Amsterdam, 2003, p.14.
- [18] H. Rabia, R. Jarlas, *Aeroelastic Investigation of A Missile Configuration*, Report FOI-R-0474-SE, FOI-Swedish Defence Research Agency, Division of Aeronautics, FFA, Stockholm, 2002.
- [19] G. Yang, S. Obayashi, J. Nakamichi, *Aileron Flutter Calculation for A Supersonic Fuselage-Wing Configuration*, ICAS Congress, 2002.
- [20] J.M. Brandon, S.D. Derry, E.H. Heim, R.M. Hueschen, B.J. Bacon, *Ares-I-X Stability and Control Flight Test: Analysis and Plans*, AIAA, NASA Langley Research Center, 2008.
- [21] L. Fornasier, H. Rieger, U. Tremel, E.V.D. Weide, *40th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2002, p.0949-Z.
- [22] D. Voracek, E. Pendleton, E. Reichenbach, K. Griffin, L. Welch, *NASA Technical Memorandum 210741*, Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 2003.
- [23] C.C. Flanigan, *Role of Structural Analysis for Space Ship One and the Ansari X-Prize*, MSC. Software VPD Conference, Huntington Beach, California, 2006.
- [24] M. Fujino, H. Oyama, *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, AIAA Series, Norfolk, Virginia, 2003, p.1942.
- [25] S. Chae, *Ph.D Dissertation*, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, USA, 2004, p.52.