

SIMULASI NUMERIK PENGARUH DEFLEKSI *FIN* ROKET RX-320 TERHADAP *FLUTTER* DAN KEKUATAN STRUKTUR *FIN* ROKET

NUMERICAL SIMULATION ROCKET RX 320 FIN DEFLECTION INFLUENCE ON FLUTTER AND IT'S STRUCTURAL STRENGTH

Setiadi¹, Vicky Wuwung²

¹Pusat Teknologi Roket, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

²Jurusan Teknik Mesin, Program Studi Teknik Aeronautika, Politeknik Negeri Bandung

Email : setiadi@lapan.go.id

Abstrak

Penelitian ini membahas mengenai permasalahan *flutter* yang terjadi pada sirip roket RX320 pada saat terbang jelajahnya. *Flutter* yang terjadi diawali dengan terjadinya deformasi pada sirip roket yang juga dapat mempengaruhi kestabilan terbang roket. Simulasi numerik dengan *modal approach coupling* dilakukan untuk mengetahui fenomena *Fluid Structure Interaction* (FSI) yang berakibat pada kemungkinan timbulnya *flutter*. Selain itu, simulasi numerik juga dilakukan dengan tujuan untuk mengetahui batas defleksi *fin* maksimum dan hubungannya dengan kekuatan struktur *fin*. Simulasi numerik modal approach dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak Numeca Fine/Open dengan model aliran turbulen $k - \epsilon$ dan *unsteady*. *Flutter* yang diprediksi pada penelitian ini adalah *bending-torsi flutter*. Prediksi kecepatan dan kriteria *bending-torsion flutter* pertama kali dilakukan dengan menggunakan persamaan pada *report* NACA Tn 4197, yang kemudian apabila kecepatan terbang jelajah roket berada di bawah kecepatan *flutter* prediksi, maka dilakukan validasi frekuensi natural sirip melalui simulasi numerik. Hasil dari simulasi numerik menunjukkan bahwa semakin tinggi moda frekuensi natural, maka semakin besar nilai defleksi maksimum, dan defleksi terbesar terjadi pada moda ke-4 dengan defleksi sebesar 3.17 pada frekuensi sebesar 801Hz, serta belum terjadi osilasi. Kegagalan struktur dapat terjadi pada mode tersebut dan untuk mengatasinya dibutuhkan material dengan modulus geser yang lebih besar.

Kata kunci : *bending-torsi flutter*, kecepatan *flutter*, simulasi FSI, frekuensi natural, defleksi maksimum, modulus geser.

Abstract

This study discusses the flutter problems that occur in RX320 rocket fins when in cruise condition. Flutter that occurs begins with the occurrence of deformation on the rocket fins that can also affect the stability of rocket flying. Numerical simulation with modal approach coupling is done to know the phenomenon of Fluid Structure Interaction (FSI) which is result in the possibility of flutter. The modal approach numerical simulation is performed using Numeca Fine / Open software with turbulent flow model $k - \epsilon$ and unsteady. The predicted flutter in this study was bending-torque flutter. The first flutter velocity and bending-torsion prediction was performed using the NACA Tn 4197 equation, which then when the rocket cruising speed is below the predicted flutter speed, then the natural frequency validation of the fin through the numerical simulation has been done. The result of numerical simulation shows that the higher the natural frequency mode, the more maximum deflection, and the greatest deflection occurs in the 4th mode with the length of 3.17 mm at 8.01 Hz, and the oscillation has not occurred. Structural failure may occur in this mode and to overcome it requires material with larger shear modulus

Keywords: bending torque flutter, flutter speed, FSI simulation, natural frequency, maximum deflection, shear modulus.

1. PENDAHULUAN

Fenomena aeroelastisitas merupakan fenomena interaksi antara gaya inersia, aerodinamika, dan elastisitas pada struktur wahana terbang. *Flutter* adalah ketidakstabilan aeroelastik yang biasa terlihat pada sayap, ekor, bilah dan bidang kendali permukaan wahana terbang, (pesawat serta sirip roket).

Fenomena ini terjadi pada saat beban aerodinamika mengakibatkan deformasi pada struktur wahana terbang, yang pada gilirannya menciptakan reaksi oleh struktur, dan memulai gerakan osilasi.

Pada dasarnya, meskipun semua *flutter* merupakan interaksi antara gaya inersia, aerodinamika, dan elastisitas, penyebab dan pengaruhnya bisa bervariasi. Ada beberapa jenis *flutter* untuk pesawat terbang dan variasi yang spesifik untuk roket dan rudal. *Flutter* pada pesawat terbang dapat berupa *panel flutter*, *galloping flutter*, *stall flutter*, *limit cycle Oscillation (LCO)*, dan *flutter* pada baling-baling. Sedangkan masalah *flutter* untuk misil dapat berupa *skin flutter*, *flutter kontrol otomatis* atau *servomechanics*, dan *flutter* pada sayap pendek (*fin*) dan *storage external*. Jenis *flutter* yang diteliti dalam penelitian ini adalah *flutter bending-torsion*.

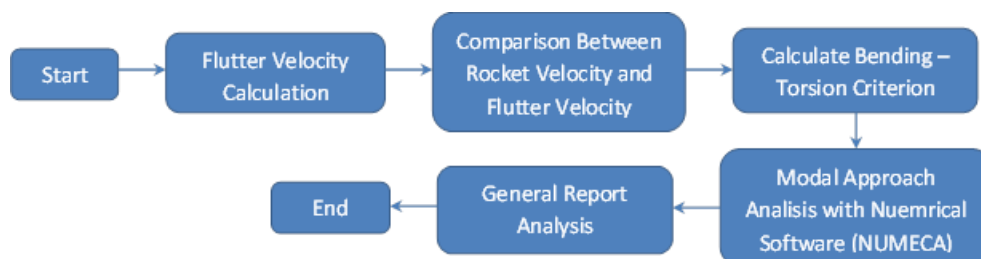
Fluktuasi beban aerodinamika pada *fin* roket ketika berada pada kecepatan supersonik mengakibatkan respon struktural dari *fin* memiliki perbedaan fasa deformasi antara defleksi *bending* dan torsi yang mencegah terjadinya reaksi saling meredam satu sama lainnya. Kecepatan *flutter* adalah kecepatan terbang dimana struktur beresilasi dengan gerakan harmonik yang tidak stabil. Pemodelan *flutter* pada penelitian *fin* roket RX320 ini dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak Numeca *Fine/Open* dan metode *coupling FSI modal approach*. Dengan pemodelan numerik ini, dapat diketahui defleksi maksimum dari *fin* dan kekuatan struktur *fin* pada defleksi maksimum tersebut.

Aris iturbe hernandez[1] melakukan penelitian mengenai *flutter* pada *fin* roket *sounding* dengan metode *modal approach*, namun tidak menggunakan metode kopling dengan gaya aerodinamik pada *fin* secara langsung, simulasi numerik yang dilakukan hanya menunjukkan frekuensi alamiah yang terjadi pada setiap mode getaran. Selanjutnya, Mehmet Akgül[2] juga melakukan penelitian aeroelastik pada *wing* AGARD 445.6 dengan metode FSI, namun untuk kasus aeroelastik statik dan model aliran udaranya adalah model euler. Richard Bauer and Austin Hardman[3], melakukan penelitian mengenai *flutter* pada sirip roket dengan menggunakan metode FSI dan menggunakan perangkat lunak PATRAN/NASTRAN dan *FinSim* untuk koplingnya. PATRAN/NASTRAN merupakan perangkat lunak FEA untuk mendefinisikan moda getarannya sedangkan *FinSim* merupakan sebuah program untuk menganalisa *flutter* dengan menggunakan metode analitik *Pine's flutter approximation method*. *FinSim* digunakan untuk mengidentifikasi kecepatan *flutter* dengan data aerodinamik total teoritik.

Pada penelitian ini digunakan metode *modal approach* dimana terjadi kopling antara perangkat lunak CFD dan perangkat lunak CSD (FSI). Data aerodinamika disimulasikan secara numerik sehingga diperoleh data gaya di setiap titik pada permukaan benda dan data tersebut langsung diselesaikan secara numerik dengan menggunakan persamaan *modal approach*.

2. METODOLOGI

Metodologi penelitian ini dapat dilihat pada Gambar 1 di bawah ini :

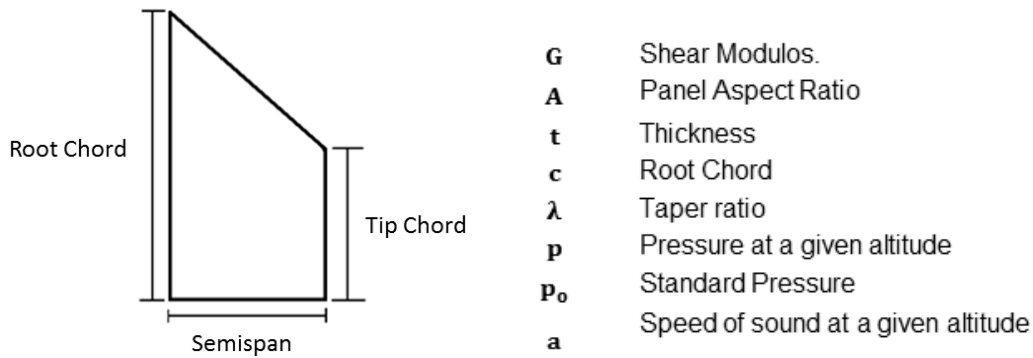


Gambar 1. Metodologi penelitian

Pada Gambar 1, untuk kasus *fin* roket RX 320, terlebih dahulu dihitung kecepatan *flutter* dan kemungkinan terjadinya *flutter* pada *fin* di kecepatan terbang jelajahnya. Kecepatan *flutter* dapat dihitung berdasarkan NACA *technical note* Tn.4197 [4] sebagai berikut :

$$v_{fl} = a * \sqrt{\frac{G}{\left(\frac{39.3 A^3}{\left(\frac{t}{c}\right)^3 * (A + 2)}\right) \left(\frac{\lambda + 1}{2}\right) \left(\frac{p}{p_o}\right)}} \quad (1)$$

Dengan parameter – parameter geometri dapat dilihat pada Gambar 2 berikut ini



Gambar 2. Parameter geometri fin

Selanjutnya, ditentukan apakah pada kecepatan terbang jelajah telah terjadi *flutter* atau tidak, serta dilakukan perhitungan kriteria *bending-torsion flutter*. Kriteria *bending-torsion flutter* dapat dinyatakan dalam persamaan sebagai berikut :

- Untuk penggunaan material tetap dan geometri dapat berubah [4] dirumuskan :

$$\left(\frac{Vf}{a}\right)^2 < \left(\frac{3.77 \times 10^6}{0.5 * \left(\frac{P}{P_0}\right) * \left(\frac{\lambda + 1}{2}\right)}\right) \quad (2)$$

- Untuk geometri yang tidak dapat diubah dan penggunaan material dapat diubah [4], dirumuskan :

$$\left(\frac{Vf}{a}\right)^2 < \left(\frac{5 \times 10^6}{1.048155 \times 10^6}\right) \quad (3)$$

- Untuk semua parameter dengan harga tertentu [4], ditulis :

$$\left(\frac{Vf}{a}\right)^2 < \left(\frac{3.77 \times 10^6}{0.5 * \left(\frac{P}{P_0}\right) * 0.9564}\right) \quad (4)$$

Setelah kriteria *flutter* ditentukan, selanjutnya adalah dilakukan simulasi numerik sebagai validasi perhitungan kecepatan *flutter* dan kriterianya dengan menggunakan metode *modal approach*.

Pada *modal coupling approach* di Numeca *Fine/Open*, file pendefinisian struktur harus didefinisikan terlebih dahulu. Pendefinisian properti struktur *fin* roket berupa bentuk modal dan eigen frekuensi. Dari data properti struktur tersebut, defleksi struktur dapat dihitung dengan menyelesaikan persamaan *modal approach* [5] sebagai berikut :

$$\left[M \right] \frac{\partial^2 \vec{d}}{\partial t^2} + \left[C \right] \frac{\partial \vec{d}}{\partial t} + \left[K \right] \vec{d} = \vec{f} \quad (5)$$

Di mana matriks $[M]$ adalah matriks massa, matriks $[C]$ adalah matriks damping, matriks $[K]$ adalah matriks kekakuan, vektor \vec{d} adalah vektor perpindahan struktur, dan vektor \vec{f} adalah vektor gaya luar yang bekerja pada struktur. Selanjutnya, harga eigen dari sebuah struktur menggambarkan frekuensi alami struktur ω_k dan bentuk moda alami struktur $\vec{\phi}_k$ [5], secara matematis dapat dituliskan sebagai berikut :

$$\omega_k = \sqrt{\lambda_k} \quad (6)$$

$$\left[K \right] \vec{\phi}_k = \lambda_k \left[M \right] \vec{\phi}_k \quad (7)$$

Satu bentuk moda di setiap arah deformasi, menggambarkan bentuk deformasi dasar pada arah deformasi tersebut. Untuk itu, deformasi global dari sebuah struktur merupakan penjumlahan dari setiap moda – moda tersebut [5]. Secara matematis dapat dituliskan sebagai berikut :

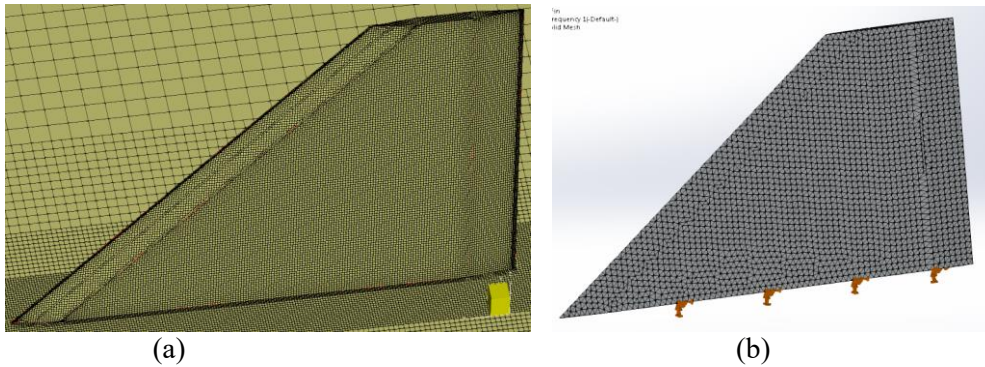
$$\vec{d} = \sum_{k=1}^{n_{modes}} q_k \vec{\phi}_k \tag{8}$$

Di mana q_k adalah perpindahan pada setiap moda. Dengan menggunakan persamaan deformasi global struktur ke dalam persamaan modal (persamaan 5), asumsi damping rayleigh, dan penentuan frekuensi kekakuan yang independen, serta pemilihan faktor skala yang tepat untuk setiap bentuk moda, maka dapat diperoleh persamaan yang independen untuk setiap moda k [5] :

$$\frac{\partial^2 q_k}{\partial t^2} + 2\xi_k \omega_k \frac{\partial q_k}{\partial t} + \omega_k^2 q_k = \vec{\phi}_k^T \vec{f} \tag{9}$$

Di mana ξ_k koefisien damping untuk setiap moda. Selanjutnya, persamaan 9 pada simulasi numerik Numeca diselesaikan dengan menggunakan *fluid solver* pada setiap *time step*. Pada setiap *time step*, deformasi global dari struktur akan dibangun dari setiap moda sehingga deformasi tersebut merupakan deformasi akibat adanya gaya dari fluida hasil komputasi pada saat *time step* tersebut.

Bentuk *grid* untuk simulasi numerik aerodinamik dan *solid mechanic*-nya dapat dilihat pada Gambar 3 berikut ini :



Gambar 3. (a) *Grid* simulasi numerik fluida (b) *Grid* simulasi numerik struktur

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

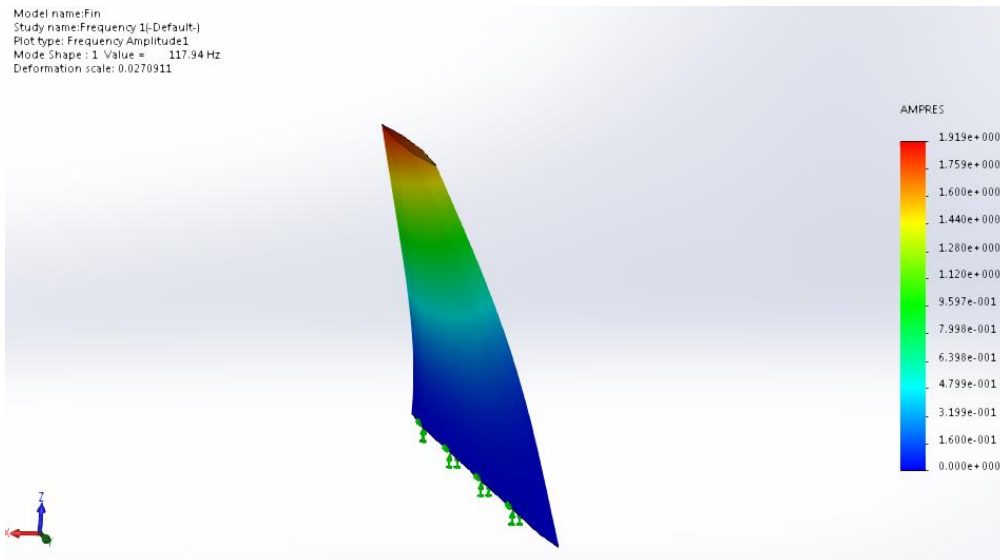
Berdasarkan data geometri dan *properties* bahan *Fin* yaitu Al – 2024 T6, berdasarkan persamaan 1 maka diperoleh kecepatan *flutter* yaitu sebesar 1308091 m/s, sedangkan kecepatan terbang roket adalah 1009 m/s, jadi kecepatan terbang roket lebih kecil dibandingkan kecepatan *flutter*, sehingga dapat dikatakan bahwa *fin* belum mengalami *flutter* pada kecepatan terbang jelajahnya. Kemudian, kriteria *flutter* bending – torsion untuk kasus ini tidak ada yang memenuhi kriteria yang sesuai dengan persamaan 2 sampai dengan persamaan 4. Sehingga dapat dikatakan bahan *Fin* memang tidak mengalami *flutter bending-torsion*.

Selanjutnya, hasil validasi simulasi numerik struktur frekuensi alamiah dapat dilihat pada Tabel 1 dan Gambar 4 sampai dengan Gambar 7 di bawah ini

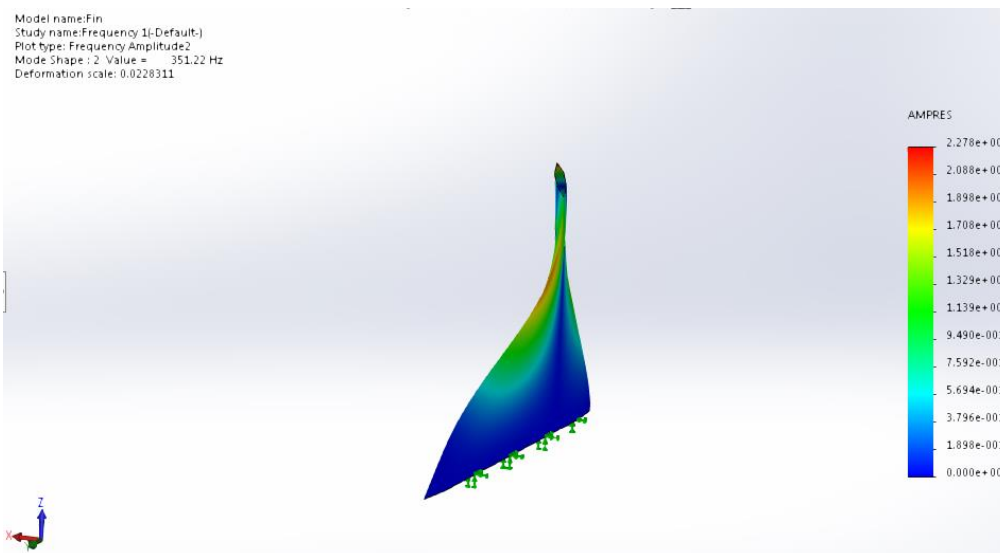
Tabel 1. Frekuensi alami *fin* pada setiap moda getaran

Mode No.	Frequency(Rad/sec)	Frequency(Hertz)	Period(Seconds)
1	741.05	117.94	0.0084787
2	2206.8	351.22	0.0028472
3	3718.3	591.78	0.0016898
4	5032.9	801.02	0.0012484

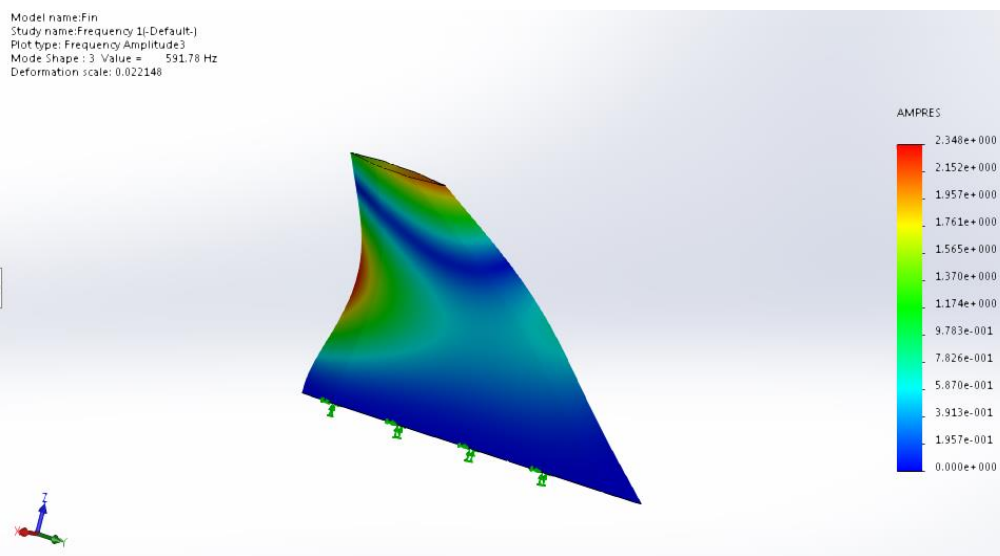
Dan secara visual, kontur amplitudo resultan (defleksi maksimum) dapat dilihat pada Gambar 4 sampai Gambar 7 di bawah ini :



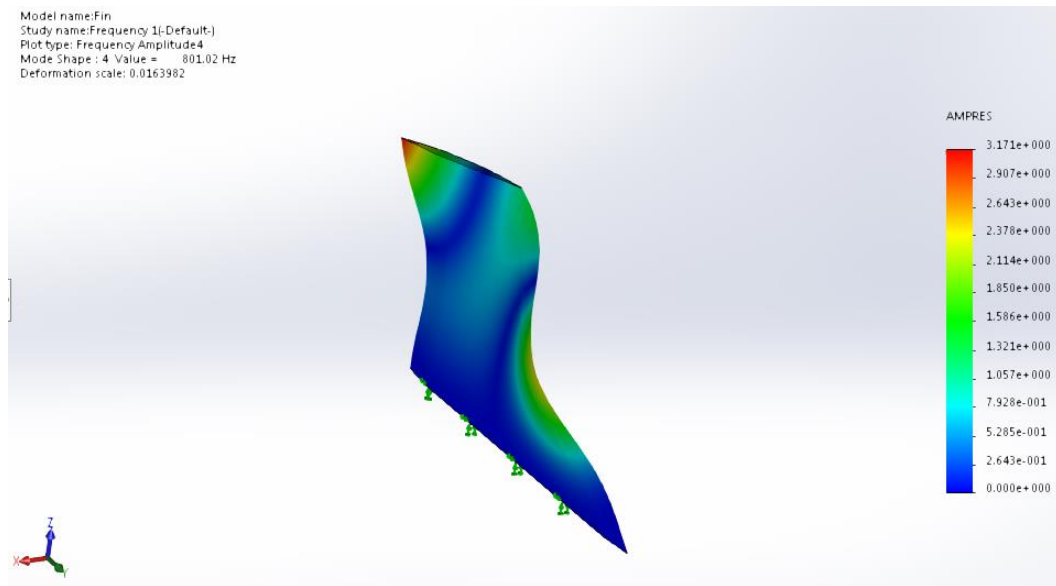
Gambar 4. Distribusi defleksi maksimum pada moda 1



Gambar 5. Distribusi defleksi maksimum pada moda 2



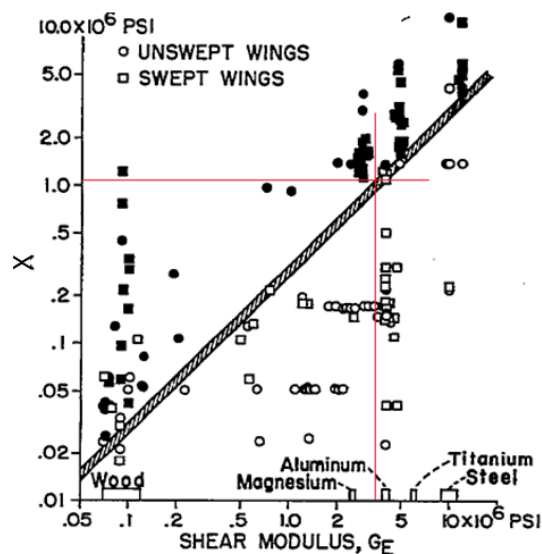
Gambar 6. Distribusi defleksi maksimum pada moda 3



Gambar 7. Distribusi defleksi maksimum pada moda 4

Dari data frekuensi alami, dapat dilihat bahwa semakin besar frekuensi alami, maka semakin besar nilai defleksi maksimum. Dari hasil simulasi numerik dapat dilihat bahwa defleksi terbesar terjadi pada tip *fin* sebesar 3.17 mm. Selanjutnya, untuk menentukan *range* kekuatan struktur *fin*, digunakan tabel pada Gambar 8, dikarenakan pada metode *modal approach* hanya dapat memprediksi simpangan maksimum, namun tidak dapat memprediksi tegangan struktur.

Penentuan kegagalan struktur pada mode tertentu dapat ditentukan dengan menggunakan grafik pada Gambar 8 di bawah ini sebagai berikut :



Gambar 8. Grafik faktor X dengan nilai *shear* modulus material [1]

Grafik di atas secara matematis dapat dituliskan dalam persamaan 10 sebagai berikut :

$$X = \frac{39.3 A^3}{\left(\frac{t}{c}\right)^3 * (A + 2)} \quad (10)$$

Dengan parameter – parameter persamaan sesuai dengan Gambar 2, dan dari persamaan 10 maka diperoleh harga X sebesar 1.05. Kemudian dengan nilai *shear* modulus material *fin* sebesar $3.92 \cdot 10^6$ psi atau sama dengan 27 Gpa, maka *fin* yang menggunakan material Al 2024 T6 ini akan gagal ketika berada

pada moda ke 4 pada frekuensi 801.2 Hz. Untuk itu, diperlukan material yang lebih kuat contohnya adalah titanium.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil simulasi numerik, dapat disimpulkan bahwa *fin* akan gagal ketika berada pada moda ke 4 yaitu pada frekuensi 801.2 Hz dengan defleksi maksimum sebesar 3.17 mm. Sebagai solusinya, diperlukan material yang lebih kuat contohnya adalah titanium.

UCAPAN TERIMA KASIH

Pada kesempatan ini penulis sampaikan terimakasih kepada semua pihak yang telah membantu kelancaran penelitian, terutama kepada Kepala Laboratorium Komputasi Teknik Aeronautika Politeknik Negeri Bandung, Kepala Bagian Administrasi Pustekroket, yang telah membantu Penulis kedua dalam rencana untuk ikut kerja sama kegiatan yang ada di WP Disain Struktur.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Aris iturbe hernandez. "Structural Analysis of *Sounding Rocket Fins*." *Int. Material Research Congress*, Mexico, 2016.
- [2] Mehmet Akgül, *Static Aeroelastic Analysis of a Generic Slender Missile Using aL coupled Fluid Structure Interaction Method*, Master Theses, Middle East Technical University 2012.
- [3] Richard Bauer and Austin Hardman. *Fin Flutter Analysis*, Project Report, California Polytechnic State University, 2009.
- [4] NACA TN 4197 Report, 1958.
- [5] Numeca International, User Manual *Fine Turbo*TM v9, 2013.
- [6] FENWICK C. L., ALLEN C. B., *Flutter Analysis of the BACT Wing with Consideration of Control Surface Representation*, 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference (2007), AIAA 2007-3805.
- [7] DEBRABANDERE F., TARTINVILLE B., HIRSCH C., COUSSEMENT G., Fluid-Structure Interaction Using a Modal Approach, ASME Turbo Expo 2011, GT2011-4592.
- [8] YATES E. C., *AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response. Candidate Configuration I.-wing 445.6*, 1987, NASA-TM-100492.
- [9] AHLAVANLOO P., *Dynamic Aeroelastic Simulation of the AGARD 445.6 Wing Using Edge*, 2007, FOI-R-2259-SE.
- [10] BEAUBIEN R. J., NITZSCHE F. *Time and Frequency Domain Flutter Solutions for the AGARD 445.6 Wing*, 2005, Paper IF-102, IFASD.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 1

DATA UMUM

Nama Lengkap : Setiadi
Tempat & Tgl. Lahir : Jakarta, 23 November 1959
Jenis Kelamin : Laki - Laki
Instansi Pekerjaan : LAPAN Pustekroket
NIP. / NIM. : 19591123 198703 1 001



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMAN 12 Jakarta Tahun: 1977
STRATA 1 (S.1) : Universitas Indonesia Tahun: 1986
STRATA 2 (S.2) : Universitas Indonesia Tahun: 1994

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Jl. Raya Lapan Rumpin No.2 Desa Mekarsari, Rumpin, Kab. Bogor
Jawa Barat 16350
Email : seti1159@gmail.com setiadi@lapan.go.id

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS 2

DATA UMUM

Nama Lengkap : Vicky Wuwung
Tempat & Tgl. Lahir : Tegal, 23 April 1981
Jenis Kelamin : Laki - Laki
Instansi Pekerjaan : Politeknik Negeri Bandung
NIP. / NIM. : 198104232010121002



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMUN 81 Jakarta Tahun: 1998
STRATA 1 (S.1) : Institut Teknologi Bandung Tahun: 2005
STRATA 2 (S.2) : Institut Teknologi Bandung Tahun: 2008

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Ds. Ciwaruga, Jl. Geger Kalong Hilir, Bandung 40012
Email : vicky_pn98@yahoo.com