

## ANALISA KECEPATAN FLUTTER PADA ROTOR BLADE HELIKOPTER

\*Adhi Kurniawan<sup>1</sup>, Ismoyo Haryanto<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Mahasiswa Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

<sup>2</sup>Dosen Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

Jl. Prof. Sudharto, SH., Tembalang-Semarang 50275, Telp. +62247460059

\*E-mail: adhi.kurniawan8@gmail.com

### ABSTRACT

*Flutter is dynamic aeroelastic instability characterized by sustained oscillation of structure arising from interaction between the elastic, inertial and aerodynamic forces that can act on the rotor blade. This paper develops the equations of motion for the structural and aerodynamic forces and moments of a rotor blade Sikorsky's UH-60 to find the flutter for several c.g position and rotor speed. The rotor blade is modeled as a uniform beam, taking the average characteristics of a real blade between 20% and 90% of its length. Natural frequencies and mode shapes are calculated using Holzer and Myklestad-Prohl method. Lagrange's equation is applied using normal modes to find the flutter frequency and speed. Theodorsen coefficients are calculated over a range of forward velocities (input as reduced frequencies) for a specified number of elements along the blade model. P-K method is used to solve flutter equation of motion. Incorporating these coefficients into the equations of motion, a square matrix is generated from which complex eigenvalues can be derived. These eigenvalues provide the aeroelastic natural frequencies and damping coefficients for each coupled mode. The resulting flutter speed can then be determined.*

**Keywords:** aeroelasticity, flutter, flutter speed, helicopter, rotor blade

### 1. PENDAHULUAN

Dilihat dari prinsipnya, helikopter untuk dapat terbang memang terlihat sederhana tetapi secara praktis cukup rumit. Jika berbicara mengenai prinsip terbang helikopter maka tidak lepas dari prinsip dasar aeroelastisitas (*aeroelasticity*) dan dinamika struktur (*structural dynamics*) pada helikopter tersebut. Aeroelastisitas merupakan studi yang menyangkut interaksi antara deformasi dari struktur yang elastis dalam sebuah aliran udara terhadap dampak yang dihasilkan oleh gaya aerodinamik pada struktur tersebut [1]. Dapat disimpulkan bahwa aeroelastisitas merupakan interaksi antara tiga disiplin ilmu yaitu aerodinamika, dinamika, dan elastisitas. Fenomena aerolastisitas dikategorikan dalam dua jenis, yaitu *static aeroelastisity* (aeroelastisitas statis) dan *dynamic aeroelastisity* (aeroelastisitas dinamik). Dalam analisa aeroelastik statik biasanya terkait dengan performa dari helikopter sedangkan analisa aeroelastik dinamik memiliki perhatian khusus pada keselamatan melalui studi stabilitas dan respon dinamik helikopter.

Dalam studi stabilitas aerodinamika helikopter, sering muncul masalah ketidak stabilan pada *rotor blade* helikopter yang terjadi ketika struktur mendapat tambahan energi dari aliran udara dengan kecepatan tertentu yang melebihi batas redaman sistem sehingga kondisi ini akan sangat bahaya dalam pengoperasian helikopter. Salah satunya sering ditemui dalam kondisi dimana pada kecepatan tertentu redaman aerodinamik struktur *rotor blade* helikopter tidak mampu lagi meredam energi dari aliran udara tetapi justru malah memberikan tambahan energi sehingga struktur mengalami osilasi dengan amplitudo konstan. Hal ini

dapat menyebabkan kegagalan katastropis pada struktur blade tersebut dan berbahaya bagi penerbangan. Fenomena tersebut di atas disebut dengan istilah *flutter* dan kecepatan yang dicapai yang dicapai pada kondisi tersebut disebut dengan *kecepatan kritis flutter*.

Studi dan penelitian terhadap *flutter* sudah banyak dilakukan dengan beberapa pendekatan dan metode yang berbeda-beda. Salah satu kesulitan yang dihadapi dalam mempelajari *flutter* adalah fenomena ini tidak hanya ada satu tetapi banyak. Namun mengingat pentingnya fenomena ini terhadap keamanan penerbangan, studi dan penelitian *flutter* sangat diperlukan dan diterapkan dalam perancangan suatu kendaraan *aerospace*.

Untuk mendapatkan gaya angkat yang diinginkan maka kestabilan *rotor blade* sebuah helikopter sangat diperlukan. Namun kendala tetap saja ditemukan dalam upaya untuk mendapatkan kestabilan tersebut. Tujuan dari penulis dalam menyusun jurnal ini adalah untuk menghitung kecepatan *flutter* pada *rotor blade*, menghitung kecepatan *flutter rotor blade* dengan memvariasikan jarak antara pusat massa dengan sumbu elastik (*CG Offset*) dan variasi kecepatan putarnya kemudian mempelajari pengaruh antara perubahan *CG Offset* dan kecepatan putar tersebut terhadap kecepatan *flutter rotor blade* yang dihitung menggunakan program bantu Matlab. Dengan mengetahui kecepatan *flutter rotor blade* akan didapatkan batas kecepatan terbang helikopter yang bisa menjadi batas keamanan dalam pengoperasianya.

## 2. MATERIAL DAN METODOLOGI

Rotor blade yang digunakan pada tugas akhir ini adalah tipe Sikorsky's UH-60 dimana parameter untuk menentukan frekuensi natural dan modus ragam juga karakteristik rata-rata blade tersebut diberikan pada tabel di bawah ini.

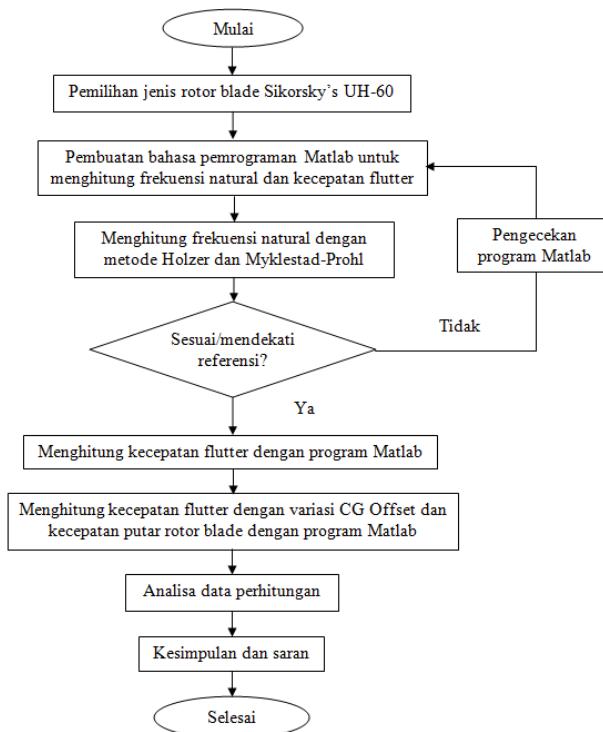
Tabel 1. Parameter rotor blade UH-60 [2].

Parameter	Nilai	Satuan
$\theta_0$	0,2548	rad
Sudut twist ( $\theta_B$ )	-0,003	rad
Jumlah section (N)	100	
Massa per unit span (m)	1,26	kg
$K_a$	0,014	m

Tabel 2. Karakteristik rata-rata rotor blade UH-60[2]

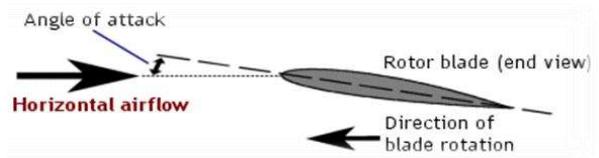
Parameter	Nilai	Satuan
Massa persatuan panjang ( $\mu$ )	0,523	kg <sup>2</sup> /m <sup>2</sup>
Chord (c)	0,527	m
Semi-chord (b)	0,2635	m
Panjang blade (R)	8,18	m
Offset (e)	0,38	m
Sumbu elastik (EA)	25% c	
Pusat massa (CG)	72,5% c	
Kecepatan putar ( $\Omega$ )	27,02	Rad/s
$\Omega R$	221	m/s
Kekakuan bending (EI)	6,53913x10 <sup>4</sup>	N.m <sup>2</sup>
Kekakuan torsi (GJ)	7,08244x10 <sup>4</sup>	N.m <sup>2</sup>
$I_a$	4,263x10 <sup>-4</sup>	kg.m/m

Diagram alir penelitian selama proses pembuatan tugas akhir diperlihatkan pada Gambar 1 dibawah ini:



Gambar 1. Diagram alir penelitian

Gambar 2 berikut ini adalah bentuk penampang airfoil pada rotor blade helikopter.



Gambar 2. Penampang airfoil pada rotor blade helikopter [3]

Secara singkat untuk menentukan kecepatan flutter pada airfoil dua derajat kebebasan dengan redaman struktur nol persamaan yang digunakan adalah [4]:

$$m\ddot{h} + S_\alpha \ddot{\alpha} + K_h h = -L$$

$$I_\alpha \ddot{\alpha} + S_\alpha \ddot{h} + K_\alpha \alpha = M_y$$

Dimana  $m$  adalah massa rotor blade,  $S_\alpha$  adalah momen statik terhadap sumbu elastik,  $h$  adalah perpindahan vertikal (bending),  $\alpha$  adalah perpindahan rotasi (torsion),  $K_h$  adalahkekakuan bending,  $K_\alpha$  adalahkekakuan torsion,  $L$  adalah gaya aerodinamik dan  $M_y$  adalah momen aerodinamik. Matriks persamaannya adalah sebagai berikut:

$$[M]\{ii\} + [K]\{u\} = [Q]$$

[M] adalah matriks massa, [K] adalah matriks kekakuan dan [Q] adalah matriks gaya internal.

Flutter terjadi karena bergabungnya dua jenis getaran yaitu getaran translasi dan rotasional disaat rotor blade sedang beroperasi pada kecepatan tertentu. Oleh karena itu, kita dapat mempelajari karakteristik dari rotor blade tersebut salah satunya dengan menentukan frekuensi natural dan modus ragam dari modus getar rotor blade. Solusinya yaitu dengan menggunakan frekuensi natural dan modus ragam tak berputar untuk menentukan frekuensi natural dan modus ragam kasus berputar karena blade tersebut diasumsikan memiliki karakteristik yang sama sepanjang blade. Persamaan untuk menentukan frekuensi natural modus getar bending tak berputar adalah:

$$\omega_{NR_n}^2 = a_n \sqrt{\frac{EI_{xx}}{\mu R^4}}$$

Dengan  $a_n=15,41820; 49,9649; \text{ dan } 104,2477$  untuk tiga modus bending pertama [4]. Sehingga solusi eksak frekuensi natural modus getar bending berputar adalah:

$$\omega_{R_n}^2 = \omega_{NR_n}^2 + (K_{0_n} + K_{1_n} e) \Omega^2$$

$K_0 = 6,38; 17,63;$  dan  $35,05.$  Untuk  $K_1 = 9,18; 26,02;$  dan  $52,2.$   $\Omega$  adalah kecepatan putar rotor blade. Dan modus ragam bendingnya sebagai berikut:

$$y_n = \frac{1}{2} (\cosh(r) + \cos(r) - A_n (\sinh(r) + \sin(r)))$$

$A_n = 1,000777; 1,000001;$  dan  $1,0$  untuk tiga modus bending pertama. Selanjutnya modus getar torsi dengan rotor blade yang memiliki karakteristik seragam maka frekuensi natural torsi kasus tak berputar sebagai berikut:

$$\omega_{NR_n} = \left( n - \frac{1}{2} \right) \pi \sqrt{\frac{GJ}{I_\alpha R^2}}$$

Sehingga solusi eksak frekuensi natural torsi kasus berputar [5] adalah:

$$\omega_{R_n}^2 = \omega_{NR_n}^2 + \Omega^2$$

Dan modus ragam torsinya adalah sebagai berikut:

$$y_n = \left( \frac{(n - \frac{1}{2})\pi r}{R} \right)$$

Gaya dan momen aerodinamik ditentukan dengan persamaan berikut:

- Gaya lift per unit span:

$$L' = \pi \rho b^3 \omega^2 \left\{ L_h \frac{h}{b} + \left[ L_\alpha - \left( \frac{1}{2} + a \right) L_h \right] \alpha \right\}$$

- Momen per unit span karena rotasi:

$$M' = \pi \rho b^4 \omega^2 \left\{ \left[ M_h - \left( \frac{1}{2} + a \right) L_h \right] \frac{h}{b} + \left[ M_\alpha - \left( \frac{1}{2} + a \right) (L_\alpha + M_h) \right] \alpha + \left( \frac{1}{2} + a \right)^2 L_h \right\}$$

Kemudian dengan menggunakan metode p-K untuk menyelesaikan persamaan gerak tersebut, kecepatan *flutter* akan didapatkan. Perumusan persamaan *flutter* menggunakan metode p-K adalah sebagai berikut:

$$\left( \frac{U^2}{b^2} [M] p^2 + \frac{U}{b} [D] p + [K] \right) \{ \hat{q} \} = \frac{1}{2} \rho U^2 [A(k)] \{ \hat{q} \}$$

Atau singkatnya:

$$[F(p, k)] \{ \hat{q} \} = \{ 0 \}, \text{ dimana } p = \frac{b}{U} s.$$

Untuk mendapatkan solusi dari persamaan ini dilakukan iterasi determinan, dengan langkah-langkahnya adalah sebagai berikut:

- Mulai dengan initial trial solution  $p_1, p_2$  yaitu menentukan sembarang nilai  $p_1$  dan  $p_2$  dimana  $p_2 > p_1.$
- Hitung determinan untuk  $F_1 = |F(p_1, k_1)|$  dan  $F_2 = |F(p_2, k_2)|$  menggunakan dua sembarang nilai  $p$  tadi.
- Gunakan Regula Falsi untuk menentukan:

$$p_3 = \frac{p_2 F_1 - p_1 F_2}{F_1 - F_2}$$

- Ulangi untuk mendapatkan nilai  $p$  selanjutnya sampai mendapatkan nilai  $p$  yang konvergen menggunakan persamaan:

$$p_{i+2} = \frac{p_{i+1} F_i - p_i F_{i+1}}{F_i - F_{i+1}}$$

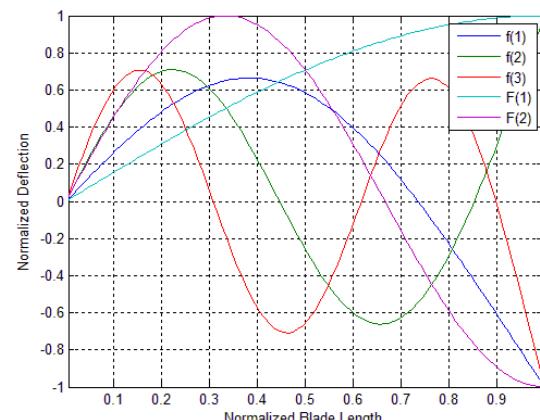
### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Dari data-data di atas dan hasil perhitungan menggunakan program Matlab yang telah dibuat, pertama akan dihasilkan frekuensi natural dan modus ragam *rotor blade* tersebut. Hasil perhitungan kemudian dibandingkan terhadap frekuensi natural hasil pendekatan solusi eksak yang terdapat pada referensi [2].

**Tabel 3.** Perbandingan frekuensi natural *rotor blade*.

Modus	Present	Solusi Eksak
1 <sup>st</sup> Bending	72,76	75,72
2 <sup>nd</sup> Bending	129,12	130,47
3 <sup>rd</sup> Bending	201,63	203,67
1 <sup>st</sup> Torsi	127,83	128,84
2 <sup>nd</sup> Torsi	630,14	630,46

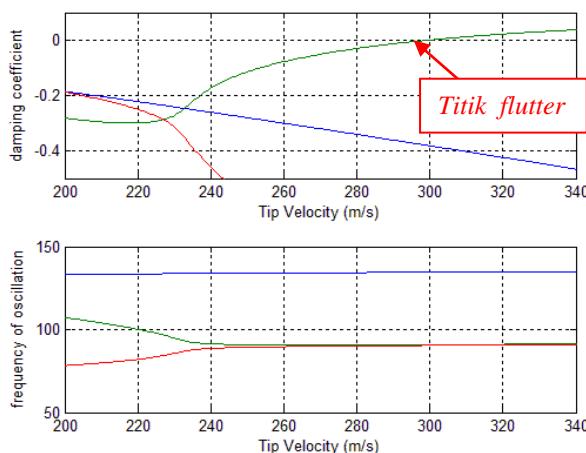
(rad/s)



**Gambar 3.** Mode shape Bending dan Torsional

Gambar 3 di atas menunjukkan *mode shape* bending dan torsional yang telah dihasilkan, kurva dengan simbol huruf kecil ‘f’ menunjukkan bending *mode shape* sedangkan kurva dengan simbol huruf kapital ‘F’ merupakan *mode shape* torsionalnya.

Setelah mengetahui frekuensi natural dan modus ragam (*mode shape*) dari masing-masing modus bending dan torsinya, langkah selanjutnya adalah menghitung kecepatan *flutter* dari *mode shape* yang telah dihasilkan tersebut. Langkah ini dan selanjutnya dihitung menggunakan program bantu MATLAB R2008b serta menambahkan massa jenis udara ( $\rho$ ) pada permukaan laut sebesar  $1.2250 \text{ kg/m}^3$  dan kecepatan terbang helikopter ( $V_{fwa}$ ) maksimal 457 m/s. Dari perhitungan menggunakan program tersebut didapatkan hasil sebagai berikut:



**Gambar 4.** Plot redaman terhadap kecepatan tip dan frekuensi terhadap kecepatan tip

Pada Gambar 4 di atas dapat dilihat bahwa titik dimana terjadinya *flutter* adalah pada saat redaman aerodenamika dari *rotor blade* adalah nol atau pada saat kurva redaman memotong sumbu nol pada kecepatan tip tertentu, sehingga pada saat hal tersebut terjadi disebut dengan kondisi *flutter*. Dan kecepatan dimana *flutter* terjadi disebut dengan kecepatan *flutter*. Pada plot frekuensi dan kecepatan tip dapat dilihat penggabungan antara frekuensi modus bending pertama dengan modus torsi pertama. Momen terkopelnya frekuensi ini juga disebut sat *flutter*. Dari plot di atas kita langsung dapat menentukan kecepatan *flutternya* yaitu 298 m/s.

Setelah mengetahui kecepatan *flutter* pada posisi pusat massa (CG) *rotor blade* sebesar 72,5% chor atau 0,95b seperti diperlihatkan pada gambar di atas, langkah selanjutnya adalah melihat pengaruh letak pusat massa terhadap kecepatan *flutter*. Pada analisa ini penulis akan memberikan variasi lokasi pusat massa *rotor blade* dari posisi awal  $\frac{1}{4}$  chord hingga  $\frac{3}{4}$  chord dengan lokasi sumbu elastik tetap pada posisi  $\frac{1}{4}$  chord. Jarak antara sumbu elastik dengan variasi pusat massa ini disebut dengan *CG Offset*. Hasil dari perhitungan kecepatan *flutter* tersebut diberikan pada Tabel 4 yaitu:

**Tabel 4.** Kecepatan *flutter* terhadap variasi *CG Offset*.

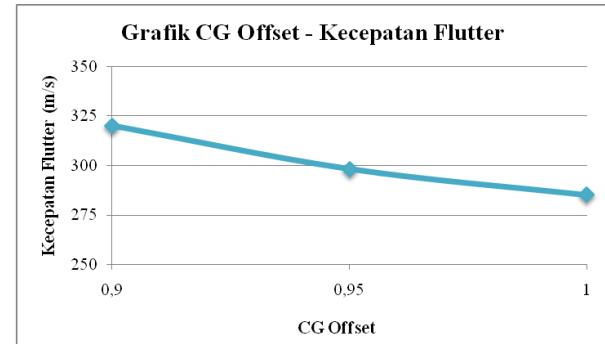
<i>CG Offset</i>	Kecepatan <i>Flutter</i> (m/s)
0	-
0,5b	-
0,75b	-
0,80b	-
0,85b	-
0,90b	320
0,95b	298
1,00b	285

Tabel 5 menyajikan perbandingan antara titik *flutter* yang penulis hasilkan terhadap referensi [2]. Karena titik *flutter* sama-sama terjadi pada *CG Offset* = 0,90b maka penyajian diberikan pada *CG Offset* 0,90b hingga 1b.

**Tabel 5.** Perbandingan titik *flutter*

<i>CG Offset</i>	<b>Titik <i>Flutter</i> Tugas Akhir (m/s)</b>	<b>Titik <i>Flutter</i> Referensi (m/s)</b>
0,90b	320	321,25
0,95b	298	299
1,00b	285	284,4

Gambar 5 berikut ini merupakan grafik hubungan antara *CG Offset* terhadap kecepatan *flutter*.



**Gambar 5.** Grafik *CG Offset* – Kecepatan *Flutter*

Dari data di atas saat *CG Offset* bernilai 0,9b memiliki kecepatan *flutter* sebesar 320 m/s sedangkan saat *CG Offset* naik menjadi 1b kecepatan *flutter* yang muncul turun menjadi 285 m/s. Dari Gambar 5 di atas dapat dianalisa bahwa semakin kita jauhkan letak pusat massa *rotor blade* terhadap sumbu elastiknya maka *flutter* akan lebih cepat muncul yang terlihat pada bentuk grafik kecepatan *flutter* yang menurun seiring dengan kenaikan nilai *CG Offset*. Maka dari itu, untuk keperluan perancangan *rotor blade* helikopter diusahakan agar letak pusat massa (CG) dari *rotor blade* tersebut tidak terlalu berjauhan dengan sumbu elastiknya (EA) untuk mencegah munculnya titik *flutter* yang terlalu dini sehingga helikopter masih bisa terbang dalam keadaan stabil meskipun terbang dengan kecepatan tinggi.

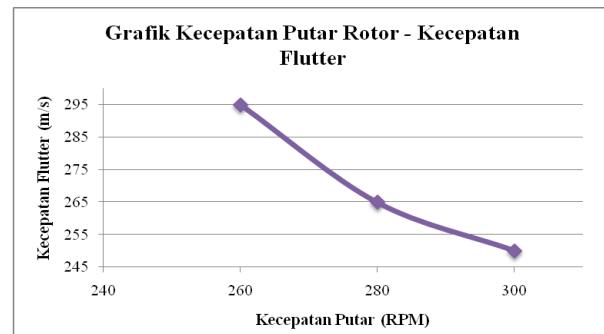
Selanjutnya kecepatan *flutter* dihitung dengan memberikan beberapa variasi kecepatan putar *rotor blade* dengan *CG Offset* tetap yaitu 0,95b dimana pada

posisi *CG Offset* ini telah terjadi *flutter* jika kita melihat pembahasan sebelumnya. Tujuan dari analisa ini adalah untuk melihat seberapa besar pengaruh kecepatan putar *rotor blade* terhadap kecepatan *flutter* yang mungkin terjadi. Kecepatan putar *rotor blade* yang diambil antara lain adalah 200 RPM ( $\Omega=20,94$  rad/s), 220 RPM ( $\Omega=23,04$  rad/s), 240 RPM ( $\Omega=25,13$  rad/s), 260 RPM ( $\Omega=27,23$  rad/s), 280 RPM ( $\Omega=29,32$  rad/s), dan 300 RPM ( $\Omega=31,42$  rad/s). Di bawah ini merupakan tabel kecepatan *flutter* terhadap variasi kecepatan putar *rotor blade*.

**Tabel 6.** Kecepatan *flutter* terhadap variasi kecepatan putar *rotor blade*.

Kecepatan putar <i>Rotor blade</i> (RPM)	Kecepatan <i>Flutter</i> (m/s)
200	-
220	-
240	-
260	295
280	265
300	320

Dari Tabel 6 di atas dapat dilihat pada kecepatan putar *rotor blade* sebesar 260 RPM maka kecepatan *flutter* yang muncul sebesar 295 m/s sedangkan pada kecepatan putar rotor sebesar 300 RPM kecepatan *flutter* yang muncul sebesar 250 m/s. Dari data ini dapat ditarik suatu kesimpulan semakin tinggi kecepatan putar *rotor blade* maka semakin turun kecepatan *flutter* yang muncul (*flutter* lebih cepat muncul). Ini sesuai dengan grafik kecepatan putar *rotor blade* terhadap kecepatan *flutter* pada Gambar 6 di bawah yang memiliki bentuk kurva menurun seiring kenaikan kecepatan putar *rotor blade*. Hal ini bisa menjadi pertimbangan dalam pengoperasian helikopter untuk menjaga kecepatan putar *rotor blade* yang sesuai untuk mencegah terjadinya *flutter*.



**Gambar 6.** Grafik Kecepatan Putar Rotor – Kecepatan *Flutter*

#### 4. KESIMPULAN

Dari hasil perhitungan dan pembahasan di atas dapat ditarik beberapa kesimpulan diantaranya adalah:

- Dari hasil perhitungan menggunakan pemrograman *Matlab* yang telah dibuat, maka kecepatan *flutter* *rotor blade* tipe Sikorsky UH-60 adalah 298 m/s. Dimana kecepatan ini merupakan batasan

kecepatan terbang helikopter sehingga dalam pengoperasiannya diharapkan di bawah kecepatan tersebut untuk menghindari terjadinya *flutter* dan kegagalan struktur.

- Pada perubahan *CG Offset* atau letak pusat masa terhadap sumbu elastik dari *rotor blade* tipe Sikorsky UH-60 sebesar 0 sampai dengan 0,85b belum menunjukkan tanda terjadinya *flutter*. Sedangkan semakin jauh perubahan *CG Offset* dari 0,90b sampai dengan 1,00b sudah mulai terbentuk *flutter*, dengan masing-masing kecepatan *flutternya* adalah 320 m/s pada *CG Offset* 0,90b; 298 m/s pada *CG Offset* 0,95b; dan 285 m/s pada *CG Offset* 1,00b. Sehingga letak pusat massa (CG) terhadap sumbu elastik (EI) *rotor blade*, berpengaruh terhadap kemunculan titik *flutter*. Semakin besar jarak CG terhadap EI (*CG Offset*) maka titik *flutter* lebih cepat muncul atau kecepatan *flutter* akan semakin besar dan sebaliknya. Dengan kata lain, untuk menunda *flutter* maka dalam perancangan *rotor blade* helikopter diusahakan jarak antara pusat massa dan sumbu elastiknya sedekat mungkin.
- Pada perubahan kecepatan putar *rotor blade* tipe Sikorsky UH-60 dari 200 RPM sampai dengan 240 RPM dengan kenaikan tiap 20 RPM, belum menunjukkan tanda terjadinya *flutter*. Semakin besar kecepatan putar yang diberikan yaitu dari 260 RPM sampai dengan 300 RPM sudah terbentuk *flutter* dengan masing-masing kecepatan *flutternya* adalah 295 m/s untuk kecepatan putar 260 RPM; 265 m/s untuk kecepatan putar 280 RPM; dan 250 m/s untuk kecepatan putar 300 RPM. Sehingga kecepatan putar *rotor blade* berpengaruh terhadap kecepatan *flutter* yang terjadi. Semakin tinggi kecepatan putar *rotor blade* maka semakin kecil nilai kecepatan *flutternya*. Sehingga, untuk menunda terjadinya *flutter* dalam pengoperasian helikopter maka kecepatan putar *rotor blade* tidak boleh melebihi 250 RPM.

#### 5. REFERENSI

- Hodges, D.H., Pierce, G.A., *Introduction to Structural Dynamic and Aeroelasticity*, Cambridge University Press, 2002.
- Rauchenstein, W. J., Jr., *A 3D Theodorsen-Based Rotor blade Flutter Model Using Normal Modes*, Master's Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, California, September 2002.
- Anonymous, "Cara helikopter terbang," <http://berita-iptek.blogspot.com/>, diakses: 20 April 2012.
- Dowell, Earl H., Clark, R., Cox, D., Curtiss, H.C. Jr., Edwards, J. W., Hall, K. C., Peters, D. A., Scanlan, R., Simiu, E., Sisto, F., Stroganac, T. W., *A Modern Course In Aeroelasticity*, Kluwer Academic Publishers, 2004.
- Bramwell, A.R.S., *Helicopter Dynamics*, pp.290-326, Edward Arnold Publishers Ltd, 1976.
- Anonymous, "Helikopter," <http://id.wikipedia.org>, diakses: 20 April 2012.