

ANALISIS BEBAN HENTAK STRUKTUR PENYANGGA *LANDING GEAR* PESAWAT NIR AWAK LSU03 (SHOCK LOAD ANALYSIZES FOR THE LSU03 UAVS LANDING GEAR SUPPORT STRUCTURE)

Atik Bintoro
Peneliti Pustekbang, Lapan
e-mail: atekjurnal@yahoo.co.id

ABSTRACK

The LSU03 is LAPANs Unmanned Aerial Vehicle (UAV) which developed for missions carrying photography and video camera. Typical mission of the LSU03 has high frequency of takeoff and landing cycle, for refueling and maintenance. Shock load is a factor affecting an UAV structural integrity, especially during landing process. In this paper, integrity of the LSU03 landing gear support structure is analyzed by considering its configuration and mission characteristics. The analysis concludes that landing gear support structure of LSU03 which made of unity e-glass composite with 2 mm thick and 8 mm wide be able withstand the shock load.

Keyword: *Shock load, Beam structure, Landing gear, LSU03, Unmanned aerial vehicle*

ABSTRAK

Pesawat nir awak LSU03 adalah pesawat nir awak yang dikembangkan oleh Lapan, untuk misi pembawa muatan kamera foto maupun video. Dalam operasinya, LSU03 akan melalui siklus terbang dan mendarat dengan frekuensi yang cukup tinggi, khususnya untuk pengisian bahan bakar dan perawatan. Pada saat awal pendaratan di landasan udara, terjadi beban hentak yang dapat mempengaruhi keandalan struktur. Melalui metode analitis persamaan beban hentak, masukan data konfigurasi pesawat nir awak LSU03, dan pernyataan misi karakteristik, telah dilakukan penelitian dan analisis beban hentak struktur penyangga *landing gear* pesawat nir awak LSU03 pada saat awal pendaratan di landasan. Dari analisis hasil penelitian diketahui bahwa struktur penyangga yang berukuran tebal 2 mm, lebar 8 mm, terbuat dari komposit jenis serat *e-glass* mampu menerima beban hentak tersebut.

Kata kunci: *Beban hentak, Struktur penyangga, Landing gear, LSU03, Pesawat nir awak*

1 PENDAHULUAN

Pesawat nir Awak LSU03 adalah pesawat nir awak hasil litbang Lapan yang berbahan bakar bensin, dan merupakan pengembangan dari pesawat nir awak generasi LSU02-LPN. Pesawat nir awak ini dirancang bangun sebagai pesawat nir awak pengangkut muatan semisal kamera foto maupun video dan mampu menjelajah areal obyek foto udara sampai beberapa kali pekerjaan

pemotretan. Dalam operasionalnya dilakukan pendaratan pada periode waktu tertentu untuk perbaikan, perawatan, dan pengisian bahan bakar. Pada saat awal pendaratan, pesawat nir awak mengalami beban hentak yang relatif besar, sehingga diperlukan komponen andal, terkait dengan beban tersebut, diantaranya adalah *landing gear* beserta struktur penyangganya. Pada saat ini beberapa tipe *landing gear*

sudah relatif mudah didapatkan, sedangkan penyangganya tidak banyak tersedia di pasaran, dan perlu dibuat sendiri oleh LAPAN. Oleh karena itu, sebagai salah satu upaya untuk mendapatkan komponen yang andal dari struktur penyangga tersebut, dirasa perlu dilakukan penelitian tentang beban hentak struktur penyangga *landing gear* pesawat nir awak LSU03 pada saat awal pendaratan.

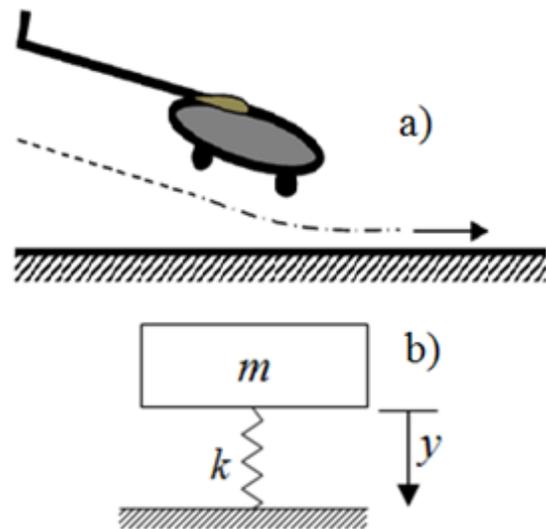
2 METODE PENELITIAN

Penelitian beban hentak untuk struktur penyangga *landing gear* pesawat nir awak LSU03 diutamakan pada saat awal pendaratan. Penelitian ini dilakukan melalui metode pendekatan analitis persamaan beban hentak yang terjadi, dengan masukan data yang berasal dari konfigurasi pesawat nir awak LSU03, dan pernyataan misi karakteristik struktur penyangga tersebut, serta prosedur analisis pengolahan data.

2.1 Persamaan Beban Hentak

Fenomena beban hentak pesawat nir awak, pada umumnya terjadi pada saat awal pendaratan. Beban ini menimbulkan hentakan yang bisa berakibat merontokkan struktur pesawat nir awak, terutama pada bagian yang pertama kali berbenturan dengan landasan udara, yaitu pada komponen struktur *landing gear* beserta penyangganya. Disamping itu beban hentak ini juga mampu mengendorkan, bahkan merusak ikatan-ikatan muatan, dan atau muatannya itu sendiri, yang pada umumnya terdiri dari peralatan elektronik, semisal sensor telemetri, *GPS* maupun kamera. Untuk mengantisipasi kerusakan akibat beban hentak ini, perlu dilakukan analisis perilaku beban tersebut pada pesawat nir awak. Pada saat awal menyentuh landasan udara, ketika pendaratan berlangsung, struktur penyangga *landing gear* pesawat nir awak dapat dianalisis sebagai elemen bergetar satu derajat kebebasan [S. Graham Kelly, 1993], yang

terdiri dari sebuah sistem massa pegas, seperti pada Gambar 2-1.

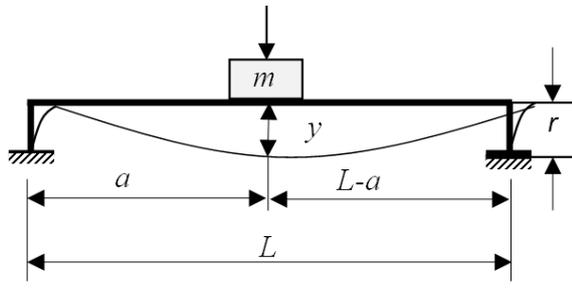


Gambar 2-1: Sistem pegas massa, a) Pesawat nir awak, b) Pemodelan sistem elemen bergetar massa pegas satu derajat kebebasan [S. Graham Kelly, 1993]

Untuk sistem massa pegas seperti pada Gambar 2-1 berlaku [Thomson WT., 1988]:

$$m\ddot{x} + kx = 0 \quad (2-1)$$

Dengan m massa pesawat nir awak, k kekakuan elemen bergetar dalam hal ini adalah struktur penyangga *landing gear*, dan x adalah jarak perpindahan gerakan elemen bergetar. Pesawat nir awak bermassa m bergerak dengan kecepatan tertentu untuk mencapai kecepatan awal pendaratan v_0 . Kecepatan ini merupakan kecepatan pada saat pendaratan di awal menyentuh landasan udara, yang dianggap sebagai pemicu timbulnya percepatan, dan bersama dengan massa pesawat nir awak, akan menjadi sumber terjadinya beban hentak. Selanjutnya beban ini diterima oleh elemen bergetar komponen penyangga *landing gear* yang mempunyai kekakuan ekuivalen k_{eq} , besarnya tergantung dari bentuk dan ukuran struktur penyangga tersebut. Nilai k_{eq} dapat dihitung dengan penyederhanaan bahwa strukturnya terbuat dari bahan yang homogen dan sebagai struktur batang topang sederhana seperti pada Gambar 2-2.



Gambar 2-2: Batang topan sederhana

Kekakuan ekivalennya adalah [Thomson WT., 1988]:

$$k_{ek} = \frac{F_o}{y} \tag{2-2}$$

Sedangkan frekwensi alaminya adalah:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k_{eq}}{m}} \tag{2-3}$$

Keterangan:

F_o = Berat pesawat nir awak pada saat awal pendaratan,

y = Lendutan penyangga *landing gear*

besarnya lendutan y dapat dihitung dari [S. Graham Kelly, 1993; Faupel Joseph H, Fisher Franklin E., 1980]:

$$y = \frac{F_o a^2 (L - a)^2}{3EIL} \tag{2-4}$$

Keterangan:

E = modulus elastisitas bahan

I = momen inersia bentuk

Pada saat pesawat nir awak menghentakkan *landing gear* yang ditumpu oleh penyangga, dan menerima beban seberat badan pesawat, di awal pendaratan, yakni ketika waktu $t = 0$ dengan kecepatan pendaratan v_o saat *landing gear* menyentuh landasan udara, maka terjadi hentakan di bagian struktur komponen penyangga *landing gear*, dan struktur ini dianggap sebagai elemen bergetar, dengan lendutan statik sebesar [S. Graham Kelly, 1993; Sheldon Rubin, 1961]:

$$x(o) = -\frac{g}{\omega_n^2} \tag{2-5}$$

Keterangan:

g = gaya gravitasi bumi

Dari nilai ω_n , $x(o)$, dan $v_r = \dot{x}(o)$ diperoleh simpang getar terbesar A , yaitu [S. Graham Kelly, 1993; Thomson WT., 1988; Atik Bintoro, 2004]:

$$A = \sqrt{x(o)^2 + \left(\frac{v_r}{\omega_n}\right)^2} \tag{2-6}$$

Dengan

$$v_r = v_o \sin \gamma \tag{2-7}$$

v_r = Kecepatan pendaratan arah vertikal (*rate of descent*)

γ = Sudut pendaratan

Dari nilai A dan frekwensi alami ω_n dapat diperoleh percepatan getar maksimal melalui persamaan 2-8.

$$a_{maks} = \omega_n^2 \cdot A \tag{2-8}$$

Untuk kondisi kesetimbangan momen dinamik M_d seperti pada Gambar 2-2 berlaku:

$$-M_d + mg \frac{l}{2} = -m \ddot{x} \frac{l}{2} \tag{2-9}$$

Momen dinamai yang terjadi adalah:

$$M_d = m \left(g + \ddot{x} \right) \frac{l}{2} \tag{2-10}$$

Selanjutnya dapat ditentukan gaya hentak yang terjadi F_{shock} , yaitu:

$$F_{shock} = m_s \cdot g_{shock} \tag{2-11}$$

Keterangan:

m_s = massa getaran penyebab *g-shock*

$$g_{shock} = a_{maks} \tag{2-12}$$

Tegangan maksimal pada struktur penyangga *landing gear* akibat beban hentak adalah:

$$\sigma_{maks} = \frac{Mc}{I} \tag{2-13}$$

2.2 Konfigurasi Pesawat nir awak LSU03

Penelitian beban hentak pada struktur komponen penyangga *landing gear* pesawat nir awak LSU03 ini,

dimulai dengan memperhatikan data konfigurasi pesawat yang digunakan sebagai dasar untuk melakukan analisis beban hantak yang terjadi di saat awal penerbangan maupun awal pendaratan, melalui olah data berdasarkan persamaan beban hantak seperti yang disampaikan pada uraian di atas, diharapkan dapat diperoleh struktur penyangga *landing gear* yang andal. Adapun konfigurasi pesawat nir awak ini [---, 2013] dapat dilihat pada Gambar 2-3.



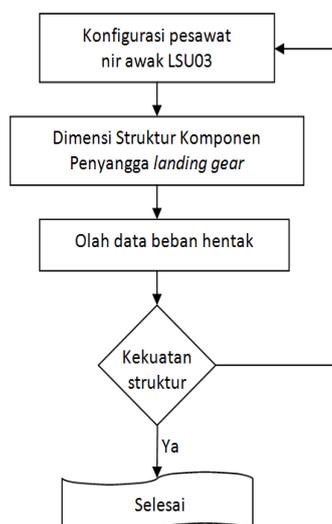
Gambar 2-3: Konfigurasi Pesawat nir awak LSU03

Dimensi pesawat nir awak LSU03 tercantum pada Tabel 2-1 di bawah ini.

Tabel 2-1: SPESIFIKASI PESAWAT NIR AWAK LSU03

No.	Spesifikasi	Ukuran
1.	Bentang sayap	3300 mm
2.	Panjang pesawat	2000 mm
3.	Berat kosong	24 kg
4.	MTOW	30 kg
5.	Kecepatan terbang	100 km/jam
6.	Tipe motor bakar	2 tak
7.	Daya angkut	10 g

2.3 Prosedur Analisis



Gambar 2-4: Prosedur Analisis

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

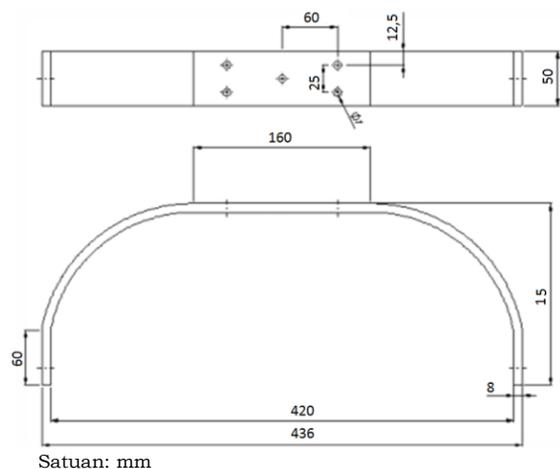
3.1 Dimensi Penyangga Landing Gear

Berdasarkan spesifikasi pesawat nir awak LSU03 di atas, dapat dibuat pernyataan misi karakteristik yang diperlukan struktur komponen penyangga *landing gear* untuk pesawat nir awak tersebut. Pernyataan misi yang dimaksud dapat dilihat pada Tabel 3-1.

Tabel 3-1: Pernyataan misi karakteristik struktur penyangga pesawat nir awak LSU03

No.	Spesifikasi	Ukuran
1	Panjang penyangga	436 mm
2	Lebar penyangga	8,0 mm
3	<i>g-shock</i> pendaratan	2 g
4	Bahan	Komposit
5	Sudut pendaratan	20°
6	Gambaran produk	Tahan beban hantak, kuat ringan, dan mudah digunakan

Afid Nugroho dan kawan kawan [http://www.ngcc.org.uk] telah melakukan penelitian penyangga *landing gear* pesawat nir awak seri LSU02-02, dimensi dasarnya dapat diadaptasi untuk struktur penyangga *landing gear* LSU03, seperti pada Gambar 3-1.



Gambar 3-1: Komponen Penyangga *landing gear* LSU03 [Afid Nugroho, Rizky Fitriansyah, Mujtahid, Dony Hidayat, Encung Sumarna, 2013]

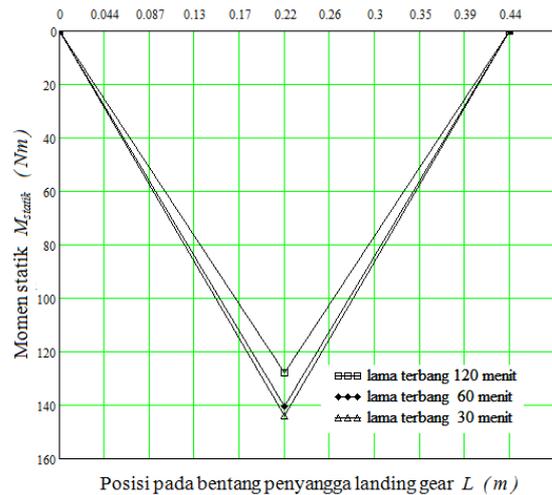
Bahan yang digunakan sebagai penyangga *landing gear* LSU03 adalah komposit jenis serat *e-glass* yang bersifat sebagai berikut: nilai Modulus elastisitas $E = 30$ GPa, Tegangan tarik bahan $\sigma_{tarik} = 650$ MPa, Tegangan tekan = 550 MPa, dan densitas = 1700 kg/m^3 . Sebagai bahan pembanding akan dianalisis juga untuk struktur penyangga *landing gear* terbuat dari bahan Aluminium paduan 7075 yang bersifat kuat dan relatif ringan [Atik Bintoro, 2009], serta mempunyai kekuatan tarik bahan sebesar [http://asm.matweb.com. Desember 2013] $\sigma_{bh} = 572$ MPa, dan Modulus elastisitas bahan $E = 71,76$ Gpa, dan densitas 2.800 kg/m^3 .

3.2 Hasil Olah Data

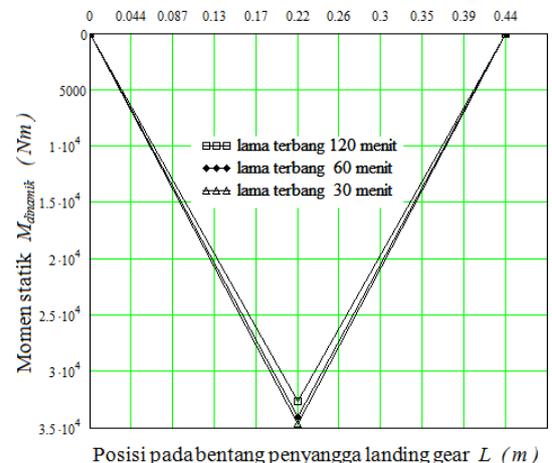
Seperti yang telah disampaikan bahwa analisis beban hentak struktur penyangga *landing gear* pesawat nir awak LSU03 dilakukan dengan memodelkan struktur penyangga dan pesawatnya sebagai sebuah sistem massa pegas yang bermassa m dan kekakuan ekuivalen k_{ek} . Massa m ini merupakan satu kesatuan massa yang terdiri dari massa konstruksi, mesin, muatan dan komponen yang melekat pada pesawat nir awak tersebut. Pada saat pesawat dalam keadaan diam, struktur penyangga *landing gear* mengalami beban statik yang disebabkan oleh massa pesawat dan pengaruh gravitasi bumi. Beban statik ini bekerja pada satu titik tangkap gaya di tengah panjang bentang penyangga seperti terlihat di Gambar 2-2, dan menimbulkan momen statik yang besarnya dapat dilihat pada Gambar 3-2.

Sedangkan pada saat pesawat mulai bergerak, struktur penyangga akan mengalami beban dinamik yang besarnya tergantung pada besar perubahan kecepatan perdetik atau percepatan maupun perlambatan, baik pada saat jalan di landasan udara, terbang, maupun pada saat mendarat. Pada saat awal mendarat menyentuh landasan udara, terjadi beban hentak relatif besar pada struktur penyangga *landing gear*. Jika untuk mendaratkan

pesawat nir awak LSU03 dengan data spesifikasi seperti Tabel 2-1, dan penyangga *landing gear* seperti Tabel 3-1 serta Gambar 3-1, maka diperoleh kecepatan pendaratan arah vertikal (*rate of descent*) v_r sebesar $12,426 \text{ m/det}$. Kecepatan v_r ini, bersama dengan lendutan statik, dan frekwensi alami struktur, akan mengakibatkan timbul percepatan getaran pada saat terjadi tumbukan antara landing gear dengan landasan udara, dan selanjutnya terjadi momen dinamik pada penyangga landing gear yang mempunyai tebal 2 mm. Besar momen dinamik ini tercantum pada Gambar 3-3.

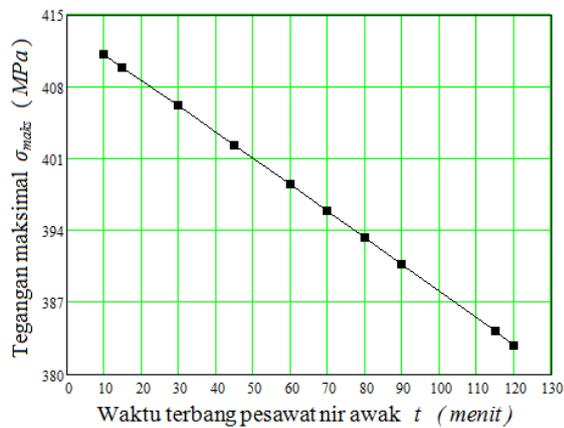


Gambar 3-2: Momen statik penyangga landing gear



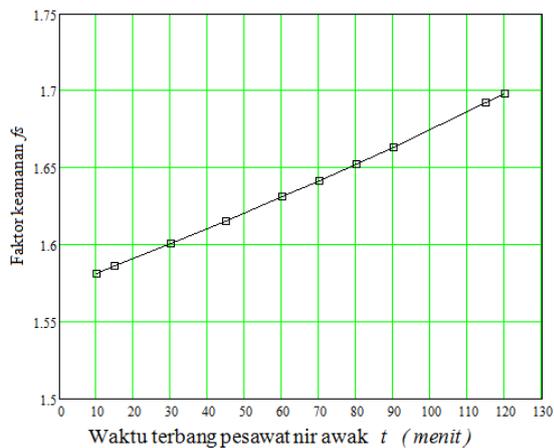
Gambar 3-3: Momen dinamik penyangga landing gear

Selanjutnya, dari nilai momen dinamik dapat dihitung tegangan maksimal yang diterima oleh struktur penyangga, seperti tertera pada Gambar 3-4.



Gambar 3-4 : Tegangan maksimal σ_{maks}

Berdasarkan perhitungan tegangan maksimal yang mampu diterima oleh struktur penyangga dan tegangan maksimal akibat beban terbang maka dapat diketahui faktor keamanan struktur tersebut, yaitu sebesar perbandingan antara kemampuan tegangan tarik bahan struktur dengan tegangan maksimal yang terjadi pada saat pendaratan. Besarnya faktor keamanan ini dapat dilihat pada Gambar 3-5.

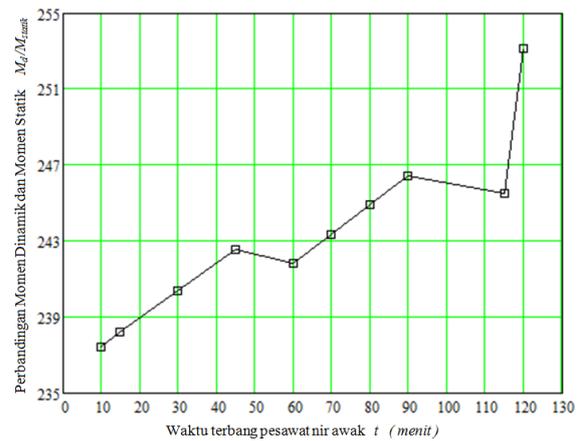


Gambar 3-5: Faktor keamanan f_s

3.3 Pembahasan

Dari Gambar 3-2, terlihat bahwa struktur penyangga *landing gear* pada saat pesawat LSU03 terbang selama periode 30, 60 dan 120 menit kemudian mendarat, akan mengalami momen statik masing-masing sebesar 144,207 Nm; 140,646 NM; dan 128,184 Nm. Terlihat bahwa momen yang terjadi cenderung menurun, hal ini sebanding dengan penurunan berat bahan bakar karena sudah dipakai selama terbang, sehingga berat pesawat juga menurun,

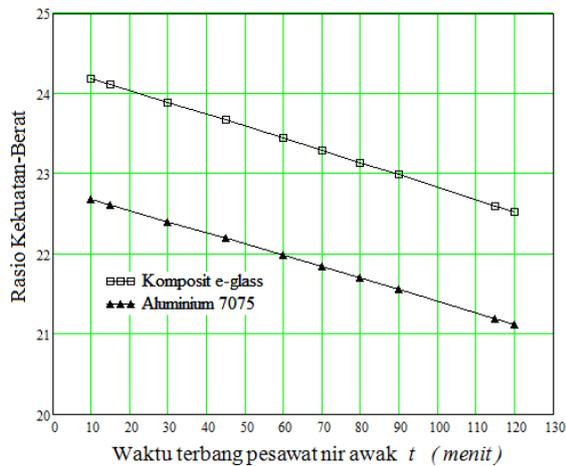
dan momen statik pun besarnya menurun.



Gambar 3-6: Perbandingan Momen

Sedangkan untuk momen dinamik akibat beban hentak pada saat terjadi tumbukan antara *landing gear* dengan landasan udara, besarnya sampai dengan 240 kali lebih besar dari pada momen statik pada saat periode terbang 30 menit, dan 253 kali untuk periode terbang 120 menit, seperti pada Gambar 3-6. Selanjutnya momen dinamik tersebut akan menimbulkan tegangan maksimal di struktur penyangga *landing gear* sampai dengan 411,141 MPa pada saat pesawat mendarat setelah terbang selama 10 menit. Besarnya tegangan ini berbanding lurus dengan besara momen dinamik. Dari Gambar 3-4 ini terlihat bahwa besarnya tegangan semakin menurun bersamaan dengan kenaikan waktu penerbangan. Hal ini dikarenakan berat bahan bakarnya menurun, berarti berat total pesawat, juga menurun. Jika besar tegangan tarik bahan struktur penyangga *landing gear* yang terbuat dari bahan komposit *e-glass*, $\sigma_{tarik} = 650$ MPa dibandingkan dengan tegangan maksimal ini, dapat dikatakan bahwa struktur penyangga masih dalam kondisi aman, dengan nilai faktor keamanan sebesar 1,6 sampai dengan 1,7 seperti terlihat pada Gambar 3-5. Dari sini terlihat bahwa makin lama penerbangan, kemudian mendarat, faktor keamanannya semakin tinggi, dikarenakan beban yang diterima oleh struktur penyangga *landing gear*, semakin kecil.

Seperti yang sudah disampaikan bahwa sebagai pembandingan struktur penyangga yang berbahan komposit *e-glass*, adalah Aluminium 7075.



Gambar 3-6: Perbandingan Faktor keamanan

Pembandingan ini digunakan sebagai bahan pemilihan alternatif material struktur penyangga *landing gear*, jika suatu saat perlu penggantian komponen struktur penyangga tersebut dengan bahan Aluminium 7075. Salah satu tolok ukur yang dipakai sebagai bahan pertimbangan adalah nilai rasio kekuatan dan beratnya. Nilai rasio untuk masing-masing bahan struktur dapat dilihat pada Gambar 3-6. Dari Gambar 3-6 terlihat bahwa struktur penyangga *landing gear* yang terbuat dari bahan komposit *e-glass* jika dibandingkan dengan Aluminium 7075 mempunyai nilai rasio kekuatan-berat senilai 1,066 sampai dengan 1,067 kali lebih besar, berarti untuk volume bahan yang sama dari bahan struktur penyangga *landing gear* pesawat nir awak LSU03, struktur berbahan komposit *e-glass* relatif lebih kuat dan lebih ringan jika dibandingkan dengan struktur berbahan aluminium paduan 7075. Namun demikian karena perbedaan perbesaran harga rasio kekuatan dan beratnya tidak terlalu besar, maka Aluminium paduan 7075 dapat juga digunakan sebagai bahan pengganti struktur penyangga *landing gear*, jika suatu saat diperlukan.

4 KESIMPULAN

Dari analisis beban hentak di atas dapat disimpulkan sebagai berikut:

- Struktur penyangga *landing gear* pesawat nir awak LSU03, yang berukuran tebal 2 mm dan lebar 8 mm, berbahan komposit jenis serat *e-glass* relatif aman untuk digunakan pada saat terbang,
- Beban hentak pada saat terbang, untuk pesawat nir awak LSU03, dapat dimodelkan secara sederhana sebagai elemen bergetar sistem pegas massa satu derajat kebebasan,
- Struktur penyangga *landing gear* pesawat nir awak LSU03, yang berbahan komposit jenis serat *e-glass* relatif lebih kuat dan lebih ringan jika dibandingkan dengan struktur yang terbuat dari Aluminium paduan 7075 untuk keperluan volume bahan yang sama, meskipun perbedaannya tidak terlalu besar, sekitar 1,066 sampai dengan 1,067 kali lebih besar.

DAFTAR RUJUKAN

- , 2013. *Pesawat nir awak LSU-03*, Stand banner Hasil litbang Pustekbang, LAPAN, Bogor.
- Afid Nugroho, Rizky Fitriansyah, Mujtahid, Dony Hidayat, Encung Sumarna, 2013. *Result Comparison of FEM Simulation and Static Test on the Main Landing Gear of LSU02-02*, International Seminar of Aerospace Science and Technology, LAPAN, Tangerang, Indonesia.
- Atik Bintoro, 2004. *Prediksi Analitis Besaran G-force pada Mesin Uji Beban kejut seri GK01-LPN*, JanNas, Jurnal Antariksa Nasional, Vol. 10, No. 2, Desember 2004, Deputi Bidang Teknologi Dirgantara, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional.
- Atik Bintoro, 2009. *Material Teknik Sebagai Bahan Disain Struktur*, Massma si Kumbang, Jakarta.
- Faupel Joseph H, Fisher Franklin E., 1980. *Engineering Design, a Syntesis of Stress Analysis and*

- Materials Engineering*, John Willey & Sons, New York.
<http://asm.matweb.com>. Desember 2013.
<http://www.ngcc.org.uk/information/Introduction/EngineeringProperties.aspx>.
- S. Graham Kelly, 1993. *Fundamental of Mechanical Vibrations*, McGraw-Hill International Edition, New York.
- Sheldon Rubin, 1961. *Concepts in Shock Data Analysis*, Shock and Vibration Handbook, McGraw-Hill Book Company, New York.
- Thomson WT., 1988. *Theory of Vibrations with Applications*, Prentice-Hall, New York.