

ANALISIS STRUKTUR RANGKA *MAIN LANDING GEAR* (MLG) LSU-02 NGLD MENGGUNAKAN METODE ANALITIK DAN NUMERIK

ANALYSIS OF *MAIN LANDING GEAR* FRAME OF LSU-02 NGLD UTILIZE ANALYTICAL AND NUMERICAL METHOD

Dony Hidayat, Rizky Fitriansyah, Rian Suari A, Yudha Agung Nugroho
Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN, Rumpin - Bogor
dony.hidayat@lapan.go.id

Abstrak

Penelitian tentang kekuatan struktur rangka *main landing gear* (MLG) LSU-02 NGLD telah dilakukan. Metode yang digunakan pada penelitian ini menggunakan metode analitik menggunakan metode superposisi dan numerik menggunakan perangkat lunak Solidworks Simulation. Dari hasil perhitungan analitik diperoleh tegangan maksimal pada ketebalan struktur rangka 5 mm sebesar 227.90 MPa, sedangkan dengan perhitungan numerik sebesar 192.7 MPa. Perbedaan antara perhitungan analitik dan numerik sebesar 15.4 %.

Kata kunci: LSU-02 NGLD, *main landing gear*, tegangan

Abstract

Research on the strength of LSU-02 NGLD *main landing gear* (MLG) has been conducted. The method utilized in this paper are analytical methods using superposition and numerical methods using Solidworks simulation software. Maximum stress of the 5 mm frame structure thickness for analytical is 227.90 MPa, while the numerical is 192.7 MPa. The difference between analytical and numerical is 15.4%.

Keywords: LSU-02 NGLD, *main landing gear*, stress

1. PENDAHULUAN

Perkembangan UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) atau biasa disebut *drone* sangat pesat dalam beberapa tahun terakhir. Pusat Teknologi Penerbangan – LAPAN telah melakukan riset dan pengembangan beberapa jenis UAV yang dikenal dengan nama LSU (*LAPAN Surveillance UAV*). LSU series yang paling besar dipunyai LAPAN adalah LSU-05 [1].

UAV banyak digunakan untuk pengawasan, pemotretan, target tembak dan lain – lain. Secara umum UAV dapat dikelompokkan menjadi : *long endurance* (long range), *medium range* (tactical UAV), *close range* (battlefield UAV), *mini UAV* dan *micro UAV* [2]. Berdasarkan pengelompokan diatas, LSU-02 NGLD termasuk kedalam kelompok *close range UAV*.

Sistem pendaratan pada kelompok *close range UAV* menggunakan beberapa tipe diantaranya : parasut, *airbag* dan *landing gear*. LSU-02 NGLD dirancang menggunakan *airbag* untuk sistem pendaratannya, namun untuk keperluan terbang perdana dan uji terbang, maka LSU-02 NGLD masih menggunakan *landing gear* seperti LSU-02 generasi sebelumnya yaitu *fixed landing gear*.

Afid et al [3] telah melakukan simulasi dan pengujian eksperimental pada *main landing gear* LSU-02, perbedaan hasil simulasi dan pengujian eksperimental sebesar 6.7%. Riki et al [4] telah melakukan desain dan analisis *main landing gear* LSU-05 dengan menggunakan metoda numerik, struktur rangka *main landing gear* LSU 05 menggunakan material komposit carbon UD dan mamakai *core* dari balsa. Fajar et al [5] juga telah melakukan penelitian tentang evaluasi kriteria kegagalan pada *main landing gear* LSU-05, dari hasil penelitian disimpulkan bahwa struktur rangka *main landing gear* aman.

Aryandi [6] juga telah melakukan pengujian eksperimental struktur rangka *main landing gear* LSU-05, dan hasilnya struktur tersebut aman sampai pembebanan 3G.

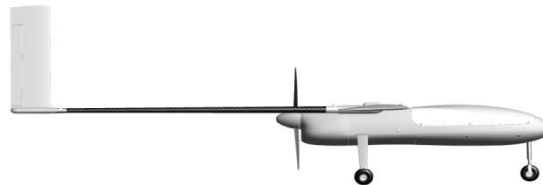
Karena *maximum take off wight* (MTOW) LSU-02 NGLD lebih berat 6 kg dibanding LSU-02 *old generation*, maka perlu perhitungandan analisis ulang untuk desain *main landing gear* LSU-02 NGLD.

2. DESAIN LANDING GEAR

Landing gear adalah salah satu komponen utama pada pesawat terbang. *Landing gear* mempunyai fungsi diantaranya untuk penyerapan energi pada waktu proses *landing*, untuk pengereman dan untuk proses *taxi*[7].

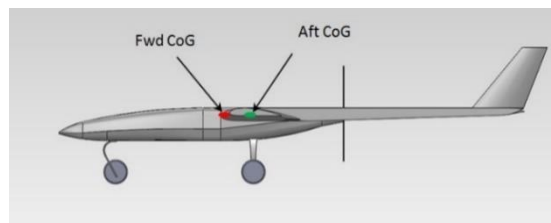
2.1. TATA LETAK LANDING GEAR

Pada tahap desain suatu produk teknologi, hal yang biasa dilakukan seorang perancang adalah mencari referensi produk yang telah *existing* di pasaran. Untuk LSU-02 NGLD, referensi desain yang menjadi acuan adalah UAV Penguin produksi dari UAV Factory seperti yang ditampilkan pada Gambar 1.



Gambar 1. Lay-out landing gear UAV Penguin [8]

UAV mempunyai dua pusat gravitasi biasa disebut dengan pusat gravitasi depan dan belakang seperti yang ditampilkan pada Gambar 2 di bawah. Perubahan posisi pusat gravitasi dipengaruhi oleh massa dari bahan bakar yang berkurang selama UAV terbang.



Gambar 2. Posisi pusat gravitasi depan dan belakang pada UAV [4]

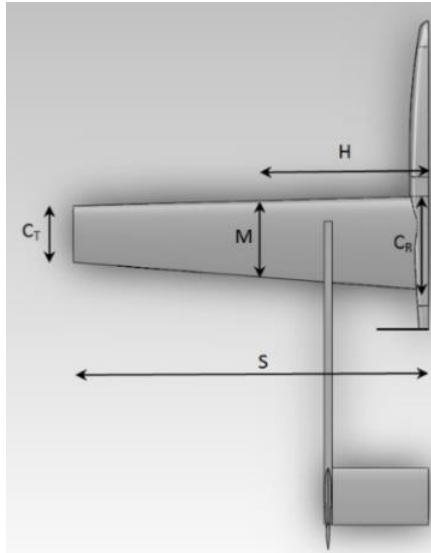
Untuk menentukan tata letak *landing gear* LSU – 02 NGLD mengacu pada Currey [7], perhitungan untuk tata letak *landing gear* arah longitudinal menggunakan persamaan – persamaan berikut.

$$MAC\ lenght\ (M) = \frac{2}{3} \left[C_R + C_T - \frac{C_R \cdot C_T}{C_R + C_T} \right] \quad (1)$$

$$H = \frac{S(C_R - M)}{C_R - C_T} \quad (2)$$

Langkah – langkah yang diperlukan untuk menentukan posisi MLG adalah :

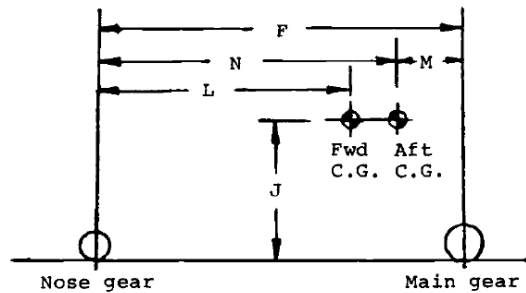
- Menentukan *mean aerodynamic chord* (MAC) menggunakan Persamaan 1
- Posisikan batasan pusat gravitasi depan dan belakang pada MAC
- Posisi *main landing gear* diantara 50 – 55% MAC [7].



Gambar 3. Tampak atas UAV untuk perhitungan MAC [4]

2.2. . BEBAN PADA LANDING GEAR

Perhitungan beban pada *landing gear* berdasarkan pada Gambar 4 dan persamaan 3 dan 4. Beban yang diterima *nose landing gear* pada kondisi statik berkisar antara 6 – 20 % berat UAV [9].



Gambar 4. Diagram untuk menghitung beban pada landing gear[7]

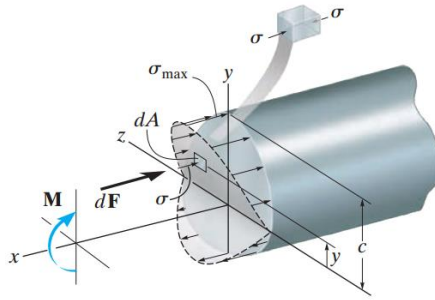
$$\text{Max static main gear load (per strut)} = W \left[\frac{F-M}{2F} \right] \leq (0.42 - 0.46) W \quad (3)$$

$$\text{Max static nose gear load} = W \left[\frac{F-L}{F} \right] \leq (0.08 - 0.15) W \quad (4)$$

Dimana W adalah berat UAV saat *take off*.

2.3. TEGANGAN LENTUR

Akibat adanya beban dari luar yang bekerja pada struktur *beam*, maka pada bagian dalam struktur *beam* tersebut terjadi *internal shear force* dan *bending moment* yang nilainya berbeda dari setiap posisi sepanjang *axis* dari *beam*. Besar dari gaya geser dan momen di-*plot* pada diagram gaya geser dan momen sehingga nilai maksimalnya dapat ditentukan dari diagram tersebut [10].



Gambar 5. Variasi tegangan lentur[10]

Nilai tegangan lentur pada *beam* diturunkan dari persamaan:

$$M = \int_A y dF = \int_A y (\sigma dA) = \int_A y \left(\frac{y}{c} \sigma_{max} \right) dA$$

$$M = \frac{\sigma_{max}}{c} \int_A y^2 dA \tag{5}$$

Integral dari persamaan diatas merupakan momen inersia dari luas penampang terhadap sumbu *neutral*. Jadi persamaan untuk tegangan lentur adalah:

$$\sigma_{max} = \frac{Mc}{I} \tag{6}$$

σ_{max} :Tegangan lentur maksimum yang terjadi pada titik terjauh dari sumbu netral (Pa)

M :Resultan dari momen dalam (Nm)

c :Jarak tegak lurus dari sumbu netral ke titik terjauh dari sumbu netral (m)

I :Momen inersia penampang (m⁴)

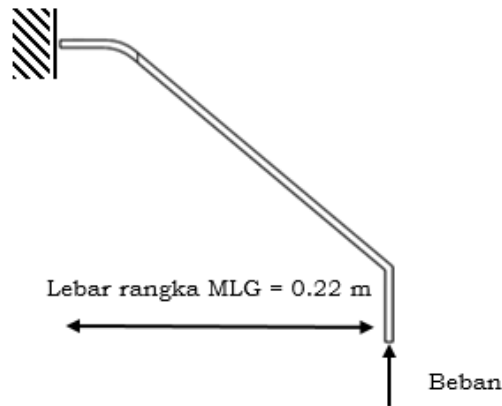
3. METODOLOGI

3.1. ASUMSI DAN DATA AWAL

Asumsi yang digunakan pada perhitungan kali ini adalah:

- Pembebanan statik [11]
- Deformasi akibat pembebanan sangat kecil

MLG dimodelkan seperti pada Gambar 6 berikut



Gambar 6. Pemodelan *main landing gear* LSU-02 NGLD

Material yang digunakan mempunyai modulus elastisitas $E = 72 \text{ GPa}$.

3.2. METODE PERHITUNGAN ANALITIK

Dalam pemodelan *main landing gear* LSU-02 NGLD ini, digunakan metode superposisi [10] untuk memudahkan perhitungan gaya dan momen yang terjadi akibat pembebanan yang terjadi.

3.3. 3.3 METODE PERHITUNGAN NUMERIK

Perhitungan numerik pada penelitian ini menggunakan Finite Element Method dengan menggunakan perangkat lunak Solidworks Simulation.

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

Penentuan posisi *main landing gear* (MLG) menggunakan Persamaan 1 dan Persamaan 2, kemudian diperoleh data seperti pada Tabel 1 berikut :

Tabel 1. Posisi MLG

	Parameter yang dianalisis	Nilai
1	MTOW LSU-02 NGLD	18 kg
2	Panjang sayap (S)	1.45 m
3	Chord Root (CR)	0.27 m
4	Chord Tip (CT)	0.19 m
Data hasil perhitungan		
5	MAC length	0.23 m
6	H	0.68 m

4.1. PERHITUNGAN BEBAN MLG

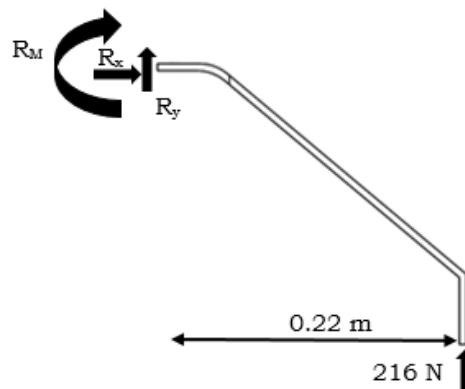
Dengan menggunakan persamaan 3 dan Persamaan 4 maka diperoleh beban yang terjadi pada *main landing gear* seperti pada Tabel 2 di bawah :

Tabel 2. Beban pada MLG

	Parameter yang dianalisis	Nilai
1	F	0.57 m
2	M	0.10 m
3	N (F-M)	0.46 m
4	L	0.35 m
5	J	0.30 m
Data hasil perhitungan		
6	Max static main gear load	143.91 N
7	Max static main gear load (per strut)	71.95 N
8	Max static nose gear load	67.19 N
9	Min static nose gear load	32.67 N

4.2. PERHITUNGAN ANALITIK KEKUATAN STRUKTUR MLG

Dari model MLG LSU-02 NGLD akan didapatkan diagram benda bebas seperti berikut:



Gambar 7. Diagram benda bebas MLG LSU-02 NGLD

Gaya dan momen reaksi akibat berat pesawat yang dikalikan load factor ($N = 3$) adalah

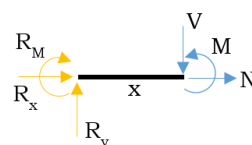
$$\Sigma F_x = 0 \quad \Sigma F_y = 0$$

$$R_x = 0 \quad R_y = -216 \text{ N}$$

$$\Sigma M = 0$$

$$R_M = 47 \text{ Nm}$$

Diagram benda bebas gaya dalam pada MLG adalah



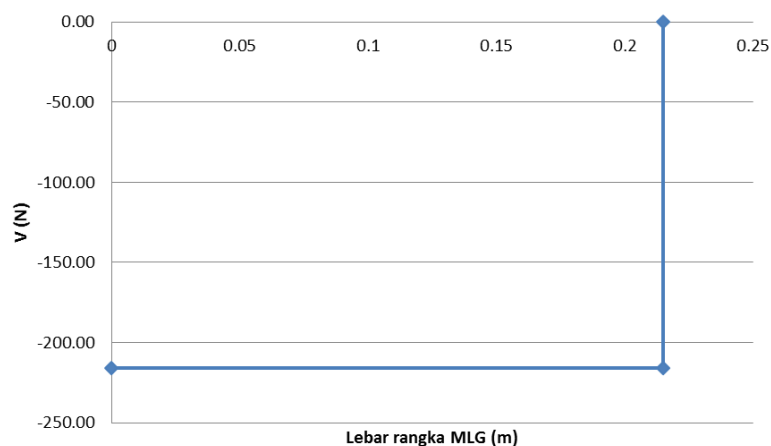
Gambar 8. Diagram benda bebas gaya dalam pada MLG LSU-02 NGLD

Gaya geser dan momen lentur dari gaya dalam *main landing gear* LSU-02 NGLD adalah :

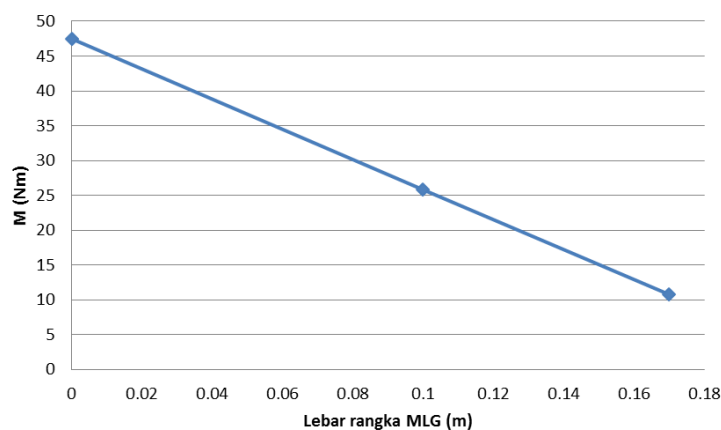
$$\begin{aligned} \Sigma F_x &= 0 & \Sigma F_y &= 0 \\ R_x &= 0 & R_y &= V \\ & & V &= -216 \text{ N} \\ \Sigma M &= 0 \\ R_M &= M - V \cdot x \\ M &= -R_M + V \cdot x \\ &= 47 - 216 \cdot x \text{ (Nm)} \end{aligned}$$

Sehingga akan didapatkan *plot* diagram gaya geser seperti Gambar 9 dan diagram momen seperti Gambar 10. Dari Gambar 9 terlihat bahwa gaya geser sepanjang MLG nilainya sama sebesar 216 N, sedangkan momen terbesar terdapat pada pangkal landing gear sebesar 48 Nm seperti yang ditunjukkan Gambar 10.

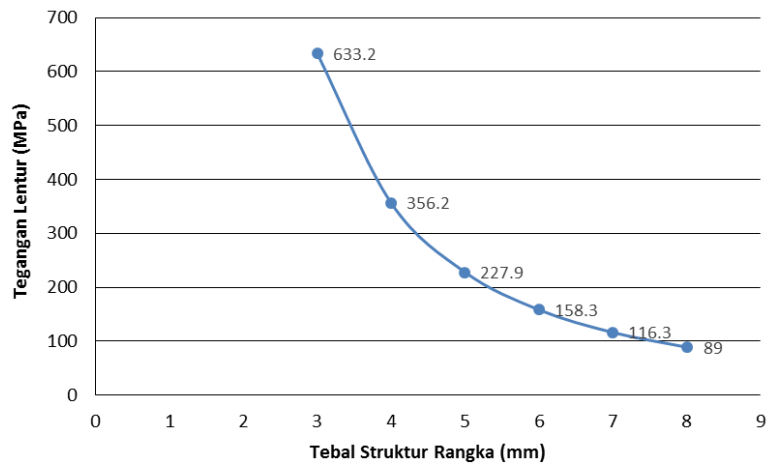
Untuk menentukan tegangan yang terjadi akibat momen *bending* pada struktur rangka MLG digunakan Persamaan 6. Ketebalan struktur *main landing gear* divariasikan dari 3 s/d 8 mm. Pengaruh ketebalan struktur rangka MLG terhadap tegangan lentur yang terjadi ditampilkan pada Gambar 11.



Gambar 9. Diagram gaya geser pada MLG LSU-02 NGLD



Gambar 10. Diagram momen pada MLG LSU-02 NGLD

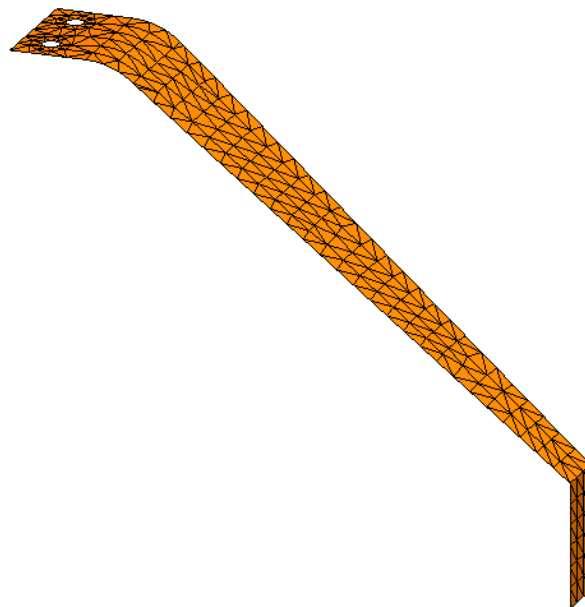


Gambar 11. Diagram *bending* stress terhadap ketebalan struktur rangka MLG LSU-02 NGLD menggunakan perhitungan analitik

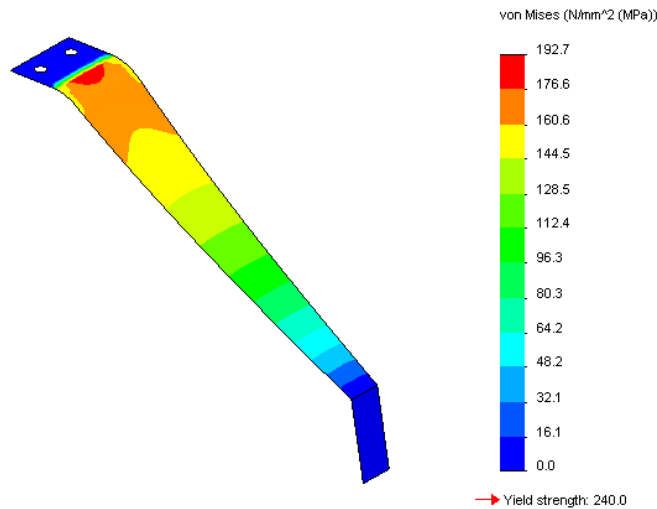
Dari Gambar 11 terlihat bahwa semakin tebal struktur rangka MLG maka tegangan yang terjadi akibat momen *bending* semakin kecil, sesuai dengan Persamaan 6 bahwa tegangan lentur berbanding terbalik dengan inersia dari struktur. Untuk ketebalan 5 mm, tegangan lentur yang terjadi pada struktur rangka MLG sebesar 227.90 MPa.

4.3. PERHITUNGAN NUMERIK KEKUATAN STRUKTUR MLG

Perhitungan numerik pada tulisan ini menggunakan metode *finite element method* (FEM) dengan perangkat lunak Solidwork Simulation. *Finite element model* dari struktur rangka MLG seperti pada Gambar 12. Kondisi batas pada perhitungan numerik sama dengan kondisi batas pada perhitungan analitik seperti yang ditampilkan pada Gambar 6. Material yang digunakan pada perhitungan numerik ini menggunakan nilai E (Modulus Elastisitas) sebesar 72 GPa.

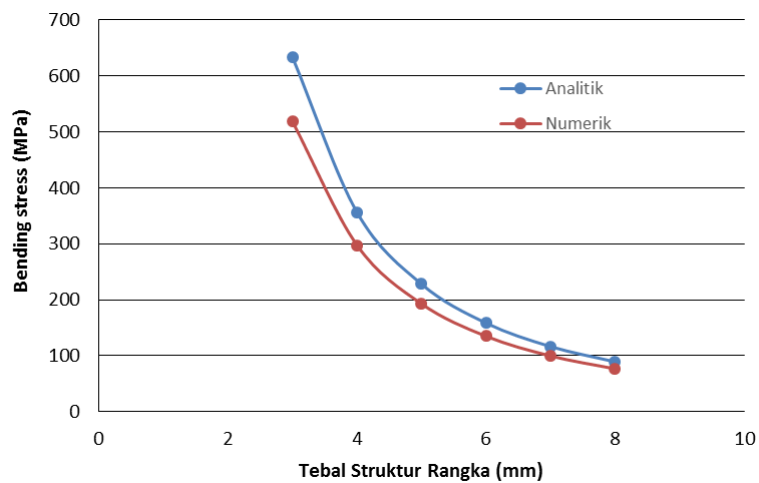


Gambar 12. Finite element model dari struktur rangka MLG



Gambar 13. Tegangan lentur yang terjadi pada struktur rangka MLG

Hasil simulasi menggunakan metoda numerik ditampilkan pada Gambar 13. Tegangan lentur yang terjadi pada struktur rangka MLG sebesar 192.7 MPa. Perbedaan hasil perhitungan analitik dan numerik sebesar 15.4 %. Perbandingan hasil perhitungan analitik dan numerik ditampilkan pada Gambar 14



Gambar 14. Diagram *bending stress* terhadap ketebalan struktur rangka MLG LSU-02 NGLD menggunakan perhitungan analitik dan numerik

5. KESIMPULAN

Untuk menahan beban LSU-02 NGLD yang lebih berat 6 kg dibandingkan LSU-02(MTOW LSU-02 = 12 kg) diperlukan MLG dengan ketebalan minimal 5 mm. Tegangan maksimal yang terjadi pada MLG dengan perhitungan analitik sebesar 227.90 MPa, sedangkan dengan perhitungan numerik sebesar 192.7 MPa. MLG LSU-02 NGLD dapat menggunakan material Carbon UD [4] dengan *allowable stress* sebesar 344.44 MPa. *Safety factor* MLG dengan perhitungan analitik sebesar 1.51 sedangkan dengan perhitungan numerik sebesar 1.79. *Safety factor* ini telah memenuhi prasyarat rancangan UAV

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Gunawan Setyo Prabowo selaku Kepala Pusat Teknologi Penerbangan dan Bapak Agus Aribowo selaku Kepala Bidang Program dan Fasilitas.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] D. Anggraeni, D. Hidayat, A. M. Pramutadi, and A. Rasyadi, "Design and Flight Test of a Medium Range UAV for Aerial Photography," *International Journal of Unmanned Systems Engineering.*, vol. 3, p. 40, 2015.
- [2] R. Austin, *Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment* vol. 54: John Wiley & Sons, 2011.
- [3] A. Nugroho, R. Fitriansyah, D. H. Mujtahid, and E. Sumarna, "Result comparison of FEM Simulation and static teston the *main landing gear* of LSU02-02," in *International Seminar of Aerospace Science and Technology, LAPAN, Tangerang, Indonesia*, 2013.
- [4] R. Ardiansyah, D. Hidayat, and A. Nugroho, "Design and Analysis of *Main landing gear* Frame of LSU-05 By Finite Element Methode," in *dalam International Seminar On Aerospace Science and Technology, Serpong*, 2014.
- [5] F. A. Wando, R. Ardiansyah, D. Hidayat, L. Penerbangan, and A. Nasional, "Evaluasi Kriteria Kegagalan Tsai-Hill Pada Struktur Rangka *Main landing gear* LSU-05," *Buku Bunga Rampai Teknologi Pesawat Terbang sebagai Mitra Pengembang Teknologi Roket dan Satelit Nasional, Indonesia Book Project (IBP), Jakarta*, 2015.
- [6] A. Marta and E. Sumarna, "Pengukuran Perubahan Regangan dan Defleksi Pada Pengujian Statik Roda Pendaratan Utama Pesawat Terbang Tanpa Awak LSU05."
- [7] N. S. Currey, *Aircraft landing gear design: principles and practices*: Aiaa, 1988.
- [8] UAV.Factory. (2012, Sept 14th). *Penguin B UAV Platform*. Available: <http://www.uavfactory.com/product/46>
- [9] A. Jha, "Landing Gear Layout Design for Unmanned Aerial Vehicle," in *14th National Conference on Machines and Mechanisms (NaCoMM09), Durgapur, India*, 2009.
- [10] R. Hibbeler, "Mechanics of Materials," ed: Prentice Hall, 1997.
- [11] E. Bruhn, "Analysis & Design of Flight Vehicle Structures, SR Jacobs & Associates," *Inc., USA*, 1973.