

ANALISIS STATIK KEKUATAN STRUKTUR *FITTING* PADA *LANDING GEAR* PADA PESAWAT N-219

Muhamad Jalu Purnomo

Teknik Penerbangan
Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto
Jalan Janti Blok R Lanud Adisutjipto, Yogyakarta
jalu_p@yahoo.com

Abstract

Aircraft structures to be made stronger in order to be able to withstand the force received. The forces acting on the structure can cause deformation and result in structural failure. All components of the structure of the aircraft is an important part and it requires a good working resilience to maintain the security (safety). One important component of the aircraft that must be considered is the structure of the landing gear fittings. Fitting is contained in the structure that functions held their landing gear load received all the landing gear and as an intermediary for the landing gear and airframe structure of the aircraft. Because Landing Gear is one important component in the structure of the aircraft. Strength landing gear fittings will be calculated at the time of landing, the burden derived from the speed of the aircraft landing and aircraft load.

Keywords: landing gear, fitting

Abstrak

Struktur pesawat harus dibuat kuat agar mampu menahan gaya yang diterima. Gaya yang bekerja pada struktur dapat menyebabkan terjadinya perubahan bentuk dan berujung pada kegagalan struktur. Semua komponen struktur pada pesawat terbang merupakan bagian penting dan sangat membutuhkan ketahanan kerja yang baik untuk menjaga keamanan (*safety*). Salah satu komponen penting dari pesawat terbang yang harus diperhatikan adalah struktur *fitting* pada *landing gear*. *Fitting* merupakan salah struktur yang terdapat pada *landing gear* yg berfungsi menahan semua beban yang diterima *landing gear* dan sebagai perantara untuk *landing gear* dan struktur *airframe* pesawat. Karena *landing gear* merupakan salah satu komponen penting dalam struktur pesawat terbang. Kekuatan *fitting landing gear* akan dihitung pada saat *landing*, yang bebannya diperoleh dari kecepatan pesawat mendarat dan beban pesawat.

Kata kunci: *landing gear, fitting*.

1. Latar Belakang

Struktur pesawat harus dibuat kuat agar mampu menahan gaya yang diterima meski sebenarnya masih dapat diterima selama masih dalam batas pakai yang dapat ditoleransi. Sedangkan perubahan bentuk (*deformation*) dapat didefinisikan sebagai perubahan bentuk yang masih dalam daerah elastisitasnya namun akan menyebabkan deformasi permanen yang disebabkan oleh perlakuan gaya yang berulang pada struktur tersebut sehingga menyebabkan deformasi permanen dan gagal struktur. *Landing Gear* merupakan salah satu komponen penting dalam struktur pesawat terbang, karena berfungsi untuk menopang keseluruhan bobot

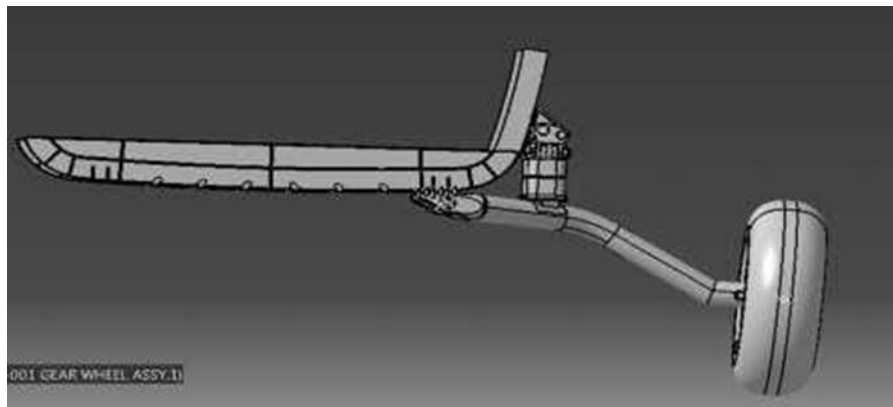
pesawat ketika berada didarat, mobilisasi di daratan (*ground operation*), kondisi tinggal landas (*take-off conditions*) dan pada saat pendaratan pesawat (*landing*). Dalam penelitian ini akan menghitung kekuatan struktur pada *fitting* pada pesawat N-219 ketika menahan beban pesawat saat melakukan pendaratan.

2. Landing Gear

Landing Gear merupakan salah satu komponen penting dalam struktur pesawat udara. Berikut ini fungsi *landing gear*:

- a. Menahan beban pesawat udara saat pesawat berada didarat
- b. Menahan beban saat pesawat melakukan *touch down*.
- c. Menyerap energi kinetik yang terjadi sehubungan dengan kecepatan jatuh.
- d. Merubah gerakan terbang menjadi gerakan gelinding
- e. Menghentikan pesawat saat mendarat

Pada pesawat N-219 jenis *landing gear* menganut konsep *retractable tricycle landing gear*. Struktur *main landing gear* N-219 ditunjukkan pada Gambar 1.

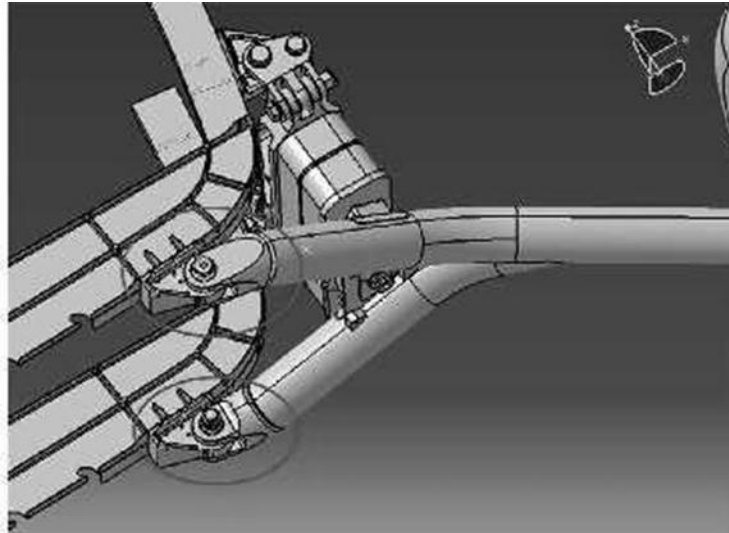


Gambar 1. Struktur *Main Landing Gear* N-219

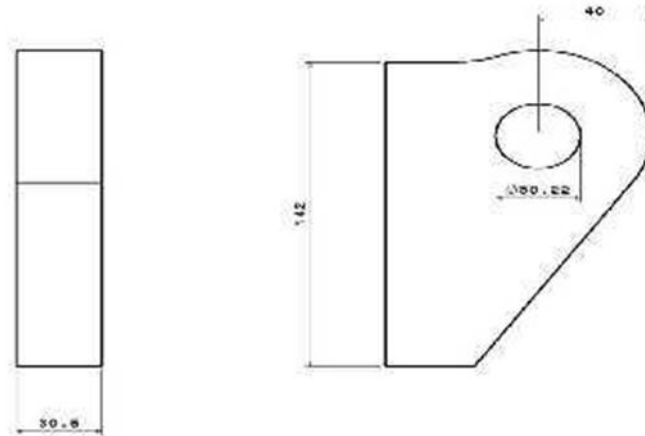
Beban *landing* adalah beban-beban yang terjadi selama pesawat melakukan *landing*, meliputi beban aksial, *oblique load* dan *transverse load* yang terjadi saat pesawat mendarat. Besarnya nilai pembebanan pada saat *landing* dipengaruhi oleh beberapa hal, diantaranya kecepatan *landing*, *sudut landing*, kemampuan *tire* dan *shock absorber*, *maximum landing weight*.

3. Fitting

Fitting adalah salah satu bagian *part* struktur *landing gear* yang menghubungkan dengan *airframe*. Peranan *fitting* adalah untuk menahan beban yang diterima *landing gear* pada saat pesawat melakukan *take-off* maupun pada saat *landing*. Pada *landing gear* pesawat N-219 memiliki 8 bilah *fitting* pada *main landing gear* (lihat Gambar 2 dan Gambar 3), masing-masing terdapat 4 *fitting* yaitu 2 di bagian atas dan 2 di bagian bawah. Dalam penelitian ini penulis menghitung kekuatan struktur *fitting* pada 2 bilah *fitting* yang letaknya di bagian bawah



Gambar 2. Struktur *fitting* pada main *landing gear*



Gambar 3. *Fitting*
(sumber: Michael_Niu Structural Design)

Diketahui :

$$MTOW = 16.000 \text{ lb} = 7257,44 \text{ kg} = 7257,44 \text{ dN}$$

$$Factor \ of \ safety = 1,5$$

$$G \ Force = 2,67$$

$$Rw = 7257,44 \times 1,5 \times 2,67 = 29066,0472 \text{ kg} = 29066,0472 \text{ dN}$$

$$a = 962 \text{ mm}$$

$$b = 383 \text{ mm}$$

$$\Sigma MR_f = 0$$

$$Rw \cdot (a + b) - Rfu \cdot (a) = 0$$

$$Rfu = \frac{Rw \cdot (a + b)}{b}$$

$$Rfu = \frac{29066,0472 \times 1345}{383} = 102072,6723 \text{ dN/mm}^2$$

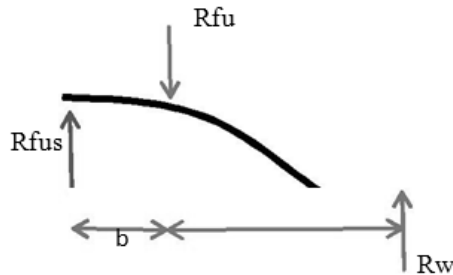
$$Rfus = Rfu - Rw$$

$$Rf = 102072,6723 - 29066,0472 = 73006,62508 \text{ dN/mm}^2$$

Karena *fitting* pada *main landing gear* dibagian bawah terdapat 2 bilah maka beban yang diterima *fitting* dibagi dengan 2, maka $R_{fus} = 73006,62508 / 2 = 36503,3 \text{ dN/mm}^2$. Jadi, beban yg diterima pada setiap *fitting* adalah $36503,3 \text{ dN/mm}^2$

4. Perhitungan pada *Touch down*

Adanya beban pada saat landing gear menyentuh landasan, deskripsinya sebagai berikut.



Gambar 4. *Free body diagram landing gear*

Diketahui :

$$\text{MTOW} = 16.000 \text{ lb} = 7257,44 \text{ kg} = 7257,44 \text{ dN}$$

$$\text{Factor of safety} = 1,5$$

$$\text{G Force} = 2,67$$

$$\text{Berat total} = 7257,44 \times 1,5 \times 2,67 = 29066,0472 \text{ dN}$$

$$\text{Berat masing-masing main landing gear} = 29066,0472 \text{ kg} / 2 = 14533,09953 \text{ dN}$$

$$\Sigma \text{MRf} = 0$$

$$R_w \cdot (a + b) - R_{fu} \cdot (a) = 0$$

$$R_{fu} = \frac{R_w \cdot (a + b)}{b}$$

$$R_{fu} = \frac{14533,09953 \times 1345}{383} = 51036,6028 \text{ dN/mm}^2$$

$$R_{fus} = R_{fu} - R_w$$

$$R_f = 51036,6028 - 14533,09953 = 36503,5 \text{ dN/mm}^2$$

Karena *fitting* pada *main landing gear* dibagian bawah terdapat 2 bilah maka beban yang diterima *fitting* dibagi dengan 2, maka $R_{fus} = 36503,5 / 2 = 18251,75 \text{ dN/mm}^2$. Jadi, beban yg diterima pada setiap *fitting* adalah $18251,75 \text{ dN/mm}^2$.

5. Perhitungan pada *lug fitting*

Diketahui:

- Material = alloysteel 4340 per AMS 6414
- F_{tu} = 260 ksi = 182 kg/mm^2
- F_{ty} = 217 ksi = 152 kg/mm^2
- W = 142 mm
- $t = t_2$ = 30,5 mm
- t_1 = 17,5 mm

- a = 40 mm
- D = 30,22 mm
- P (beban pada *fitting*) = 18251,75 dN/mm²

a. *Axial Load*

Shear bearing load

$$P_{bru} = K_{br} \cdot A_{br} \cdot F_{tux}$$

- $\frac{a}{D} = \frac{40}{30,22} = 1,32; \frac{D}{t} = \frac{30,22}{30,5} = 0,99$; dari tabel $K_{br} = 1,28$
- $A_{br} = D \cdot t$
= 30,22 × 30,5 = 921,71
- $P_{bru} = 1,28 \times 921,71 \times 182 = 214721,5616 \text{ dN/mm}^2$
- $MS = \frac{P_{bru}}{1,15P} - 1$
= $\frac{214721,5616}{1,15(18251,75)} - 1 = 9,22994515$

Tension failure load

$$P_u = K_t \cdot A_t \cdot F_{tu}$$

- $\frac{w}{D} = \frac{140}{30,22} = 4,633$; dari tabel $K_t = 2,45$
- $A_t = (w - D_o) \cdot t$
= (140 - 25,4) · 30,5 = 3495,3
- $P_{tu} = 2,45 \times 3409,29 \times 182 = 1520202,411 \text{ dN/mm}^2$
- $MS = \frac{P_u}{1,15P} - 1$
= $\frac{1558554,27}{1,15(18251,75)} - 1 = 71,42676127$

Allowable yield load

$$P_y = C \left(\frac{F_y}{F_{tu}} \right) (P_u)_{\min}$$

- $(P_u)_{\min} = P_{bru} = 214721,5616 \text{ dN/mm}^2$
- $A_{br} \cdot F_{tu} = 167751,22$
 $(P_u)_{\min} / (A_{br} \cdot F_{tu}) = 1,339$; dari tabel $C = 1,05$

- $P_y = 1,05 \left(\frac{152}{182} \right) \cdot 214721,5616 = 188294,29 \text{ dN/mm}^2$

- $$MS = \left(\frac{P_y}{\left(\frac{P}{1,5} \right)} \right) - 1$$

$$= \frac{188294,29}{\left(\frac{18251,75}{1,5} \right)} - 1 = 14,47475934$$

b. *Transverse load*

Ultimate bearing load

$$P_{brn} = K_{br} A_{br} F_{br}$$

- $A_{br} = Dt = 30,22 \times 30,5 = 921,71$

- $$A_{cr} = \frac{6}{\left(\frac{3}{A_1} \right) + \left(\frac{1}{A_2} \right) + \left(\frac{1}{A_3} \right) + \left(\frac{1}{A_4} \right)}$$

$$A_1 = A_4 = \left(a - \frac{D_b}{2} \sin 45^\circ \right) t = \left(40 - \frac{30,22}{2} \sin 45^\circ \right) \times 30,5$$

$$= 894,175515$$

$$A_2 = A_3 = \left(a - \frac{D_b}{2} \right) t = \left(40 - \frac{30,22}{2} \right) \times 30,5 = 759,145$$

$$A_{cr} = \frac{6}{\left(\frac{3}{894,175515} \right) + \left(\frac{1}{759,145} \right) + \left(\frac{1}{759,145} \right) + \left(\frac{1}{894,175515} \right)}$$

$$= \frac{6}{(0,003355046) + (0,001317271) + (0,001317271) + (0,001118349)}$$

$$= \frac{6}{0,007107937} = 844,1257249$$

- $\frac{A_{cr}}{A_{br}} = \frac{844,1257249}{921,71} = 0,915 \rightarrow$ dapat dari tabel Ktu = 1,04

- $P_{brn} = 1,04 \times 921,71 \times 182 = 174461,2688 \text{ dN/mm}^2$

- $MS = \left(\frac{P_{brn}}{1,15 \times P} \right) - 1$

$$MS = \left(\frac{174461,2688}{(1,15 \times 18251,75)} \right) - 1 = 7,3$$

Yield Load

- $P_y = K_y A_y F_y$
- $\frac{A_{ay}}{A_y} = \frac{844,1257249}{921,71} = 0,915 \rightarrow$ dapat dari tabel $K_y = 0,97$
- $P_y = 0,97 \times 921,71 \times 152 = 135896,9224 \text{ dN/mm}^2$
- $MS = \left(\frac{P_y}{\left(\frac{P}{1,5} \right)} \right) - 1$
- $MS = \left(\frac{135896,9224}{\left(\frac{18251,75}{1,5} \right)} \right) - 1 = 10,16$

c. *Oblique Load*

Ultimate Load

- $P_{bru \text{ Axial}} = 214721,5616 \text{ dN/mm}^2$
- $P_{tu \text{ Axial}} = 155854,27 \text{ dN/mm}^2$
- $P_{bru \text{ Transverse}} = 174461,2688 \text{ dN/mm}^2$
- $MS = \frac{1}{1,15(R_u^{1,6} + R_v^{1,6})^{0,625}} - 1$
- $R_{u,v} = \frac{P \cos 45^\circ}{\text{SmalerOf}(P_{bru}) \text{Or}(P_{tu})}$
 $= \frac{36503,3 \times \cos 45^\circ}{214721,5616} = \frac{25807,8331}{214721,5616} = 0,12$
- $R_{u,v} = \frac{P \sin 45^\circ}{P_{tu}} = \frac{36503,3 \sin 45^\circ}{174461,2688} = 0,148$
- $MS = \frac{1}{1,15(0,12^{1,6} + 0,148^{1,6})^{0,625}} - 1$
 $= \frac{1}{1,15(0,033627145 + 0,04703474)^{0,625}} - 1$
 $= \left(\frac{1}{0,238432563} \right) - 1 = 3,194$

Yield Load

- $P_y \text{ axial} = 188294,29 \text{ dN/mm}^2$
- $P_y \text{ Transverse} = 135896,9224 \text{ dN/mm}^2$
- $MS = \frac{1}{1,15(R_{a,y}^{1,6} + R_{r,y}^{1,6})^{0,625}} - 1$
- $R_{a,y} = \frac{\left(\frac{P}{1,5}\right) \cos 45^\circ}{P_y} = \frac{\left(\frac{36503,3}{1,5}\right) \times 0,707}{188294,29} = 0,091374104$
- $R_{r,y} = \frac{\left(\frac{P}{1,5}\right) \sin 45^\circ}{P_y} = \frac{\left(\frac{36503,3}{1,5}\right) \times 0,707}{135896,9224} = 0,126604943$
- $MS = \frac{1}{1,15(R_{a,y}^{1,6} + R_{r,y}^{1,6})^{0,625}} - 1$
 $= \frac{1}{1,15(0,091374104^{1,6} + 0,126604943^{1,6})^{0,625}} - 1$
 $= \frac{1}{1,15(0,021742877 + 0,036637097)^{0,625}} - 1$
 $= \frac{1}{1,15(0,169401)} - 1 = \left(\frac{1}{0,194811}\right) - 1 = 4,133$

6. Kesimpulan

Dalam analisis kasus tegangan pada struktur *fitting* pada pesawat CN-219 yang terletak diantara di *landing gear* disimpulkan sebagai berikut :

1. Hasil perhitungan nilai tegangan pada *lug fitting* yakni, *shaer bearing load*, *tension load* dan *yield load*, dan perhitungan pada *lug fitting*.

Touch down menggunakan *Two main landing gear*

No	Keterangan		Nilai Tegangan	Nilai M.S
1.	<i>Lug Fitting</i>			
	<i>Axial Load</i>	<i>Shear bearing load</i>	214721,5616 dN/mm ²	9,22
		<i>Tension failure load</i>	1520202,411 dN/mm ²	71,4267
		<i>Allowable yield load</i>	188294,29 dN/mm ²	14,47
	<i>Transverse Load</i>	<i>Shear bearing load</i>	174461,2688 dN/mm ²	7,3
		<i>Allowable yield load</i>	135896,9224 dN/mm ²	10,16
	<i>Oblique Load</i>	<i>Ultimate load</i>	-	3,194
	<i>Allowable yield load</i>	-	4,133	

Daftar Pustaka

- E.F.Bruhn, B.S., M.S., C.E., Dr. Eng., 2009, *Analysis And Design Of Flight Vehicles Structures*. Jacob Publishing, Inc. 101 East Carmel Drive Suite.
- Wijaya, Ayu. Analisa Kekuatan Mian Landing Gear Back up Structure pada Pesawat menggunakan MSC Patran/Nastran. Perpustakaan Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto. Yogyakarta. 2014.
- Military Handbook, 2003, *Metalic Materials And Element For Aerospace Vehicle Structures*. US Government Printing Office.
- Niu, Michael C.Y., 2001, *Airframe Stress Analysis And Sizing*. Conmilit Press Ltd. Hongkong.
- Niu, Michael C.Y. *Airframe Structural Design*. Lockheed Aeronautical System

