

STRUKTUR PADA NOSE BAY SIDE PLATE PESAWAT T-34C-1 CHARLIE

Nofi Dariyanto¹, Herry Hartopo, MT²

Program Studi Rangka Pesawat, Fakultas Teknik,
Universitas Nurtanio Bandung

ABSTRAK

Landing gear (roda pendarat) merupakan salah satu komponen penting dalam struktur pesawat terbang. *Landing gear* (roda pendarat) berfungsi menahan beban pesawat terbang pada saat pesawat terbang berada di darat dan menahan beban *impact* pada saat pesawat terbang melakukan pendaratan (*landing*).

Struktur *landing gear* pesawat terbang *T-34C-1 Charlie* dihubungkan ke dinding bawah *fuselage* yaitu bagian *bay side plate*. Bagian *fuselage* ini akan mentransfer seluruhnya beban pada *landing gear* (roda pendarat) ke struktur *fuselage*. Beban yang diterima oleh *landing gear* (roda pendarat) dari pesawat terbang dapat dianalisis dalam dua kondisi, yaitu kondisi beban statik dan kondisi beban dinamik. Kondisi beban statik dimana beban yang diterima oleh struktur *landing gear* (roda pendarat) hanyalah beban yang berasal dari berat pesawat terbang itu sendiri. Kondisi ini dapat dianalisis pada saat pesawat terbang sedang diam dilandasan.

Kondisi beban dinamik dimana beban yang diterima oleh struktur roda pendarat merupakan beban yang berasal dari berat pesawat dikalikan dengan *load factor*, karena mempengaruhi pada saat *impact*, kondisi ini dapat dianalisis pada saat pesawat udara melakukan pendaratan.

Hasil perhitungan yang dibuat menunjukkan bahwa struktur *nose bay side plate* menerima beban statik dan beban dinamik (beban yang paling besar yang diterima struktur). Dan struktur *Nose bay side plate* pesawat *T-34C-1 Charlie* ini cukup kuat dan cukup aman untuk menerima beban yang terjadi, hal ini berdasarkan harga *Margin of Safety* (MS) yang diperoleh yaitu sebesar **0.72468**.

PENDAHULUAN

Pesawat terbang *T-34C-1 Charlie* adalah pesawat dengan kapasitas dua penumpang (*tandem seat cockpit*) yang diproduksi oleh *Beech Aircraft Corporation* di *Wichita, Kansas, Amerika Serikat, USA*. Pesawat ini menggunakan mesin *PT6A-25 turbo prop engine* produksi *Pratt & Whitney Canada*, dan juga menggunakan *adjustable pitch constant speed propeller* dan *full Feather* dengan tiga daun baling-baling (*3-blade*) produksi *Harizell, USA*. Pesawat terbang

T-34C-1 Charlie menggunakan *landing gear* jenis *tricycle* dengan sistem *retractable* (bisa dilipat), Yang tujuannya adalah untuk mengurangi *drag* pada saat pesawat sedang terbang, jadi setelah pesawat *take off*, *landing gear* harus dilipat dan pada saat pesawat akan *landing*, *landing gear* harus diturunkan. *Nose landing condition* adalah kondisi dimana struktur mengalami keadaan kritis atau retak terutama pada *Nose Bay Side Plate* pada *landing gear* sehingga dilakukan.

Definisi Tegangan

Tegangan didefinisikan sebagai tahanan terhadap gaya-gaya luar. Hal tersebut diukur dalam bentuk gaya yang ditimbulkan persatuan luas. Salah satu kekuatan bahan biasanya didefinisikan sebagai tegangan pada bahan. Tegangan dinyatakan dengan persamaan umum sebagai berikut:

$$\sigma = P / A$$

dimana:

σ = Tegangan (N/m^2) atau (psi)

P = Gaya (N) atau (pound)

A = Luasan (m^2) atau (in^2)

Regangan

Pada material terjadi keseimbangan antara gaya luar dengan gaya dalam, dan dalam hal ini benda dikatakan dalam kondisi teregang (*state of strain*) dan terjadi deformasi. Ukuran besarnya deformasi pada material yang ditimbulkan oleh beban tersebut disebut regangan (*strain*).

Tegangan normal menimbulkan perubahan panjang material dalam arah tegangan. Jika panjang batang (l) ditarik dan mengalami perubahan panjang δ , maka regangan normal (ϵ) didefinisikan sebagai perbandingan antara perpanjangan terhadap panjang awal (l) atau dapat ditulis :

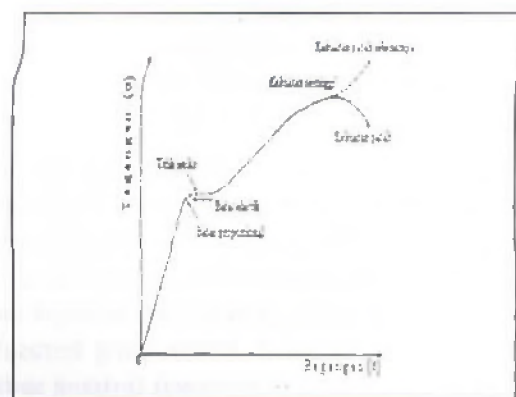
$$\epsilon = \delta / l$$

Pada umumnya perpanjangan dinyatakan sebagai positif dan perpendekan sebagai

negatif. Karena regangan merupakan perbandingan dalam satuan panjang maka regangan tersebut tidak mempunyai satuan.

Hubungan Tegangan - Regangan

Dari percobaan tarik dari benda uji pada "tensile test machine" dapat dibuat diagram hubungan antara tegangan dan regangan seperti pada Gambar 1.



Gambar 1. Diagram Tegangan dan Regangan

Pada saat benda ditarik secara perlahan mula-mula perpanjangan (yang berarti pula regangan) adalah sebanding dengan beban (yang berarti pula tegangan). Pada daerah tersebut berlaku hukum *Hooke* tidak sampai pada harga tegangan yang dikenal sebagai *limit of proportionality*. Melewati titik tersebut hukum *Hooke* tidak berlaku lagi dan mulai terjadi beberapa *defarmasi plastis*.

Pada beban tertentu akan terjadi regangan yang terus bertambah besar meskipun beban tetap. Titik tersebut dikenal "*yieldpoint*" setelah melewati titik ini regangan kembali hanya terjadi apabila beban diperbesar, sehingga sampai terjadi putus.

Adapun hubungan antara tegangan dan regangan menurut Hukum Hooke yaitu di mana:

$$\sigma = E \epsilon$$

σ = Tegangan (N/m²)

E = Modulus Elastisitas (N/m²)

ϵ = Regangan

Beban Pada Landing Gear

Pesawat dari mulai landing hingga berada di darat baik bergerak maupun tidak akan mengalami pembebanan, diantaranya :

- Vertical Loads*, yaitu disebabkan oleh beban harga *nan zero touch down* dan pada saat melakukan *taxiing* pada permukaan yang tidak rata.
- Langitudinal Loads*, yaitu biasanya disebabkan oleh pembebanan *spin up* pengereman dan *ralling friction loads*.
- Lateral Loads*, yaitu biasanya disebabkan oleh '*crabbed landings*', *cross wind taxiing* dan membelok di landasan.

Ground Loads Conditions And Assumptions

Sehubungan dengan analisis gaya-gaya yang terjadi pada saat *touch down*, maka pada saat landing dapat dibagi ke dalam beberapa kondisi, antara lain :

- Kondisi A, yaitu kondisi *tail down landing*, yang mana pesawat terbang membentuk suatu sudut *pitch* terhadap landasan.
- Kondisi B, yaitu kondisi dimana posisi *nase landing gear* menyentuh landasan terlebih dahulu.

- Kondisi C, yaitu kondisi *static* yang mana *shock-absorber* dan *tire* diasumsikan berada dalam keadaan *static* dan *wing lift = 0*.
- Kondisi D, yaitu kondisi *level landing* yang mana posisi *nase landing gear* dan *main landing gear* menyentuh landasan secara bersama.

Static Dan Dynamic Nose Gear Load

Laad pada pesawat merupakan massa pesawat (kg) yang dipengaruhi oleh gaya gravitasi bumi (m/s²). Sedangkan *Maximum Take Off Landing (MTOW)* atau *Gross Weight (Wo)* adalah berat total dari pesawat terbang baik itu pada saat pesawat didarat maupun di udara, dengan persamaan :

$$W_o = W_e + W_s + W_{pl} + W_f$$

Dimana :

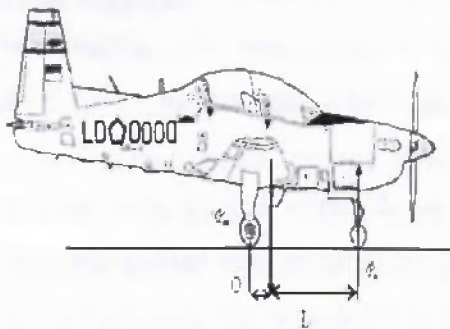
W_e = (*engine wight*), berat mesin (kg)

W_s = (*structure weight*), berat struktur

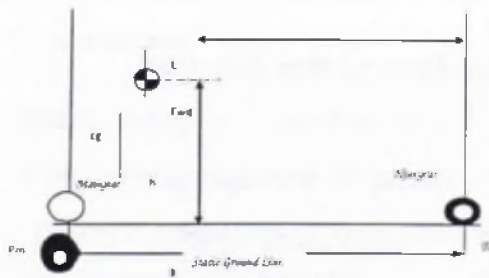
W_{pl} = (*payload weight*), berat penumpang dan bagasi (kg)

W_f = (*fuel weight*), berat bahan bakar (kg).

Dalam *paint* tentang beban pada *landing gear* sudah dibahas masalah *vertical load* akan tetapi diuraikan lagi menjadi dua bagian yaitu *static load* dan *dynamic load*. Kemudian *Static load* terbagi dua bagian yaitu *static load* pada *main gear (Pm)* dan *static load* pada *nose gear (Pn)*.



Gambar 2. Definition of Pm and Pn



Gambar 3. Tire sizing

Keterangan :

B = Jarak *Nose landing gear* dan *Main landing gear* (m)

L = Jarak *Nose landing gear* dan *Center of Gravity* pesawat (m)

H = Jarak *Center of Gravity* dengan *Ground* (m)

v_s = *Sinking Speed* (m/s)

n_{max} = *Load Factor*

Gross Weight = *MTOW (maximum take off weight)*

Grav = *Gravitasi bumi* (9,81 m/s²)

Ketentuan *Factor of Safety* dan *Margin of Safety*

Berdasarkan aturan FAR 23.303 (*Federal Airworthiness Regulation*) *Factor of Safety* untuk pesawat kecil yaitu 1,5.

$$\text{Factor of safety (FS)} = \frac{\sigma_{ultimate}}{\sigma_{actual}}$$

$$\text{Margin of factor (MS)} = \frac{\sigma_{ultimate}}{\sigma_{desain}} - 1$$

Dimana : $MS \geq 0$

1. $MS > 0$, Struktur kuat menahan beban yang terjadi
2. $MS = 0$, Normal (struktur masih kuat menahan beban yang terjadi)
3. $MS < 0$, Struktur tidak kuat menahan beban yang terjadi

Material pada *Nose Bay Side Plate* Pesawat T-34C-1 Charlie

1. Aluminium Alloy

Logam ini banyak digunakan pada pembuatan pesawat terbang, karena sifatnya yang ringan. Kekuatan tarik batas dari aluminium murni kurang dari 10.000 Psi, tetapi bila dicampur dengan 4 sampai 5 persen tembaga dan sedikit *mangan*, *magnesia*, dan atau logam-logam lain, berbagai tingkat aluminium tempa dapat dihasilkan dengan batas kekuatan tarik berkisar antara 20.000 sampai 60.000 Psi atau lebih tinggi lagi.

Aluminium diperoleh dari bijih yang disebut *bauxit* yang secara kimia adalah *hidrat oksida* dari aluminium, diperoleh dalam jumlah yang besar pada permukaan bumi. Bila bijih ini diolah dengan soda api dihasilkan aluminium oksida yang kemudian dicampur dengan lelehan *cryolit* dan direduksi secara *elektrolitik* menghasilkan logam aluminium.

Walaupun aluminium adalah salah satu dari logam-logam yang digunakan, yang

secara kimia sangat aktif, logam ini sangat tahan terhadap pengaruh korosi dalam bentuk yang murni tetapi ketahanannya dalam bentuk campuran jauh berkurang khususnya bila dicampur dengan tembaga. Aluminium tahan terhadap kerusakan akibat korosi lebih lama dibandingkan bahan material yang lainnya, alasan inilah yang menjadi dasar aluminium banyak digunakan pada konstruksi pesawat terbang.

2. Aluminium Alloy 7075-T6

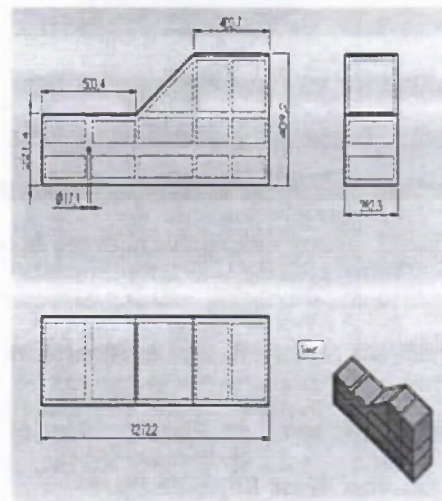
Untuk bagian Pesawat T-34C-1 Charlie terutama bagian stringer dan Frame ini digunakan Material Al 7075-T6. Sifat-sifat yang dimiliki material tersebut mampu diterapkan pada struktur yang menyangga beban cukup besar serta mempunyai ketahanan terhadap retak dan perambatan retak yang kecil.

Al 7075-T6 merupakan bahan aluminium paduan (*aluminium alloy*) dengan bahan lain diantaranya adalah 5,6 Zn, 2,5 Mg, 1.6 Cu dan 0,23 Cr. Kemudian mengalami proses penguatan. Penguatan dilakukan dengan proses *heat treatment*, sehingga meningkatkan kekuatan pada bahan tersebut. Sebelum mengalami *heat treatment*, bahan hanya kuat menahan tegangan $\sigma_{yp} = 145$ Mpa dan $\sigma_u = 276$ Mpa setelah mengalami *heat treatment* kekuatan bahan menahan tegangan $\sigma_{yp} = 505$ MPa, $E = 70.000$ MPa, $\rho = 2,8 \text{ gr/cm}^3$ dan Poission Ratio = 0,33.

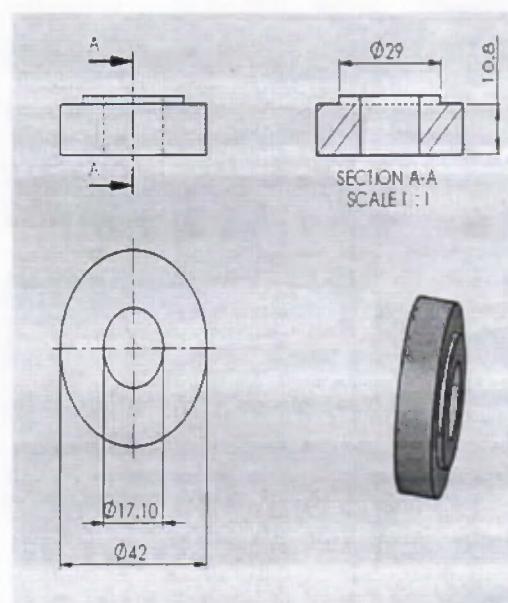
Analisis Struktur Nose Bay Side Plate Akibat Beban Tekan Pada Pesawat T-34C-1 Charlie

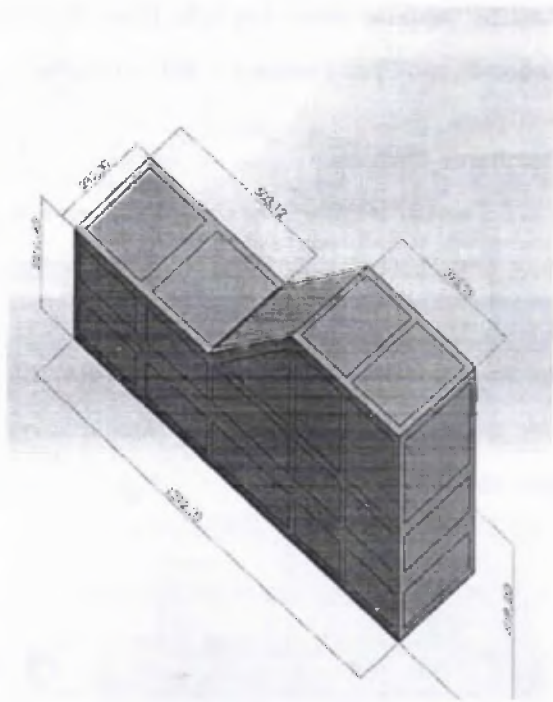
Gambaran Persoalan

Struktur *Nose bay side plate* pesawat T-34 Charlie terdiri dari *skin* dan *rib*, fungsi utamanya adalah tempat memasang *nose landing gear strut*. Pada struktur *Nose bay side plate* terdapat lubang LUG *Nose landing gear struts*.



Gambar 4. Dimensi Struktur Nose bay side plate Pesawat T-34C-1 Charlie

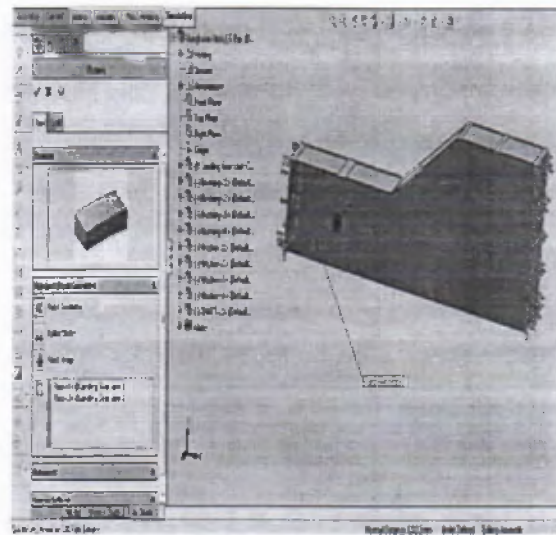




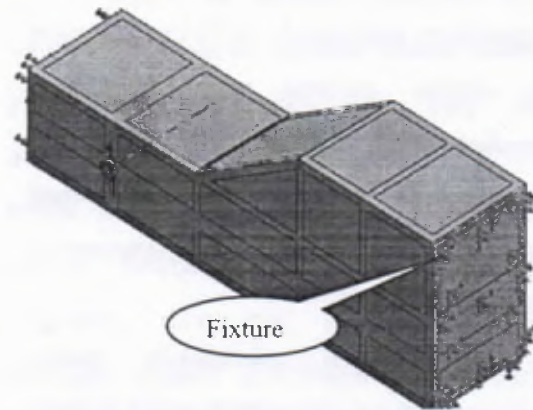
Gambar 5. Ukuran Lubang LUG pada Struktur Nose bay side plate

Penentuan Tumpuan / Fixture Model Geometri Struktur Nose Bay Side Plate

Dalam pembuatan analisa dengan software *SolidWorks* terlebih dahulu ditentukan tumpuan/*fixture* pada model yang dimaksudkan untuk menjamin kestabilan struktur. Jenis-jenis tumpuan misalnya *pin*, *fix*, *rol*. Untuk analisa *Nose bay side plate* pesawat *T-34C-1 Charlie* menggunakan tumpuan *fix*. Pada *Nose bay side plate* *fixture* diletakan pada bagian depan, belakang dan kedua sisinya dimana kontruksi ini terintegrasi *fix* pada struktur pesawat.



Gambar 6. Proses pemberian tumpuan/*fixture* pada *Nose bay side plate*



Gambar 7. Posisi tumpuan/*fixture* pada simulasi *SolidWorks* *Nose bay side plate*

Penentuan pemberian pembebanan

1. Beban Pada Struktur Nose Bay Side Plate level Landing Condition

Beban yang terjadi pada struktur *nose bay side plate* pesawat *T-34C-1 Charlie* seperti pada pembahasan bab sebelumnya, terjadi pada saat kondisi *static* dan pada saat kondisi *dynamic*

Keterangan dimensi dan berat adalah sebagai berikut :

Gross Weight (MTOW) = 4300 lbs

B = 10,06 m

L = 8,534 m

h = 2,743 m

Gravitasi = 9,81 m/s²

v_s = 13 ft/s = 3,9624 m/s

Max. Static Nose Gear Load $(P_{n_s})_{max}$

Max Static Nose Gear Weight

$$(Wn_s)_{max} = \frac{Gross\ Weight(B - L)}{B}$$

$$(Wn_s)_{max} = \frac{4300(10,06 - 8,534)}{10,06} \quad (Wn_s)_{max} =$$

652,266lbs (295,863 Kg)

Max static Nose Gear Load $(Pn_s)_{max} =$

$$(Wn_s)_{max} \times n_{max} \times$$

Gravitasi

$$(Pn_s)_{max} = 295,863\ Kg \times 1,6 \times 9,81\ m/s^2$$

$$(Pn_s)_{max} = 4643,9\ Newton$$

Jadi beban statik yang terjadi pada Nose landing gear pesawat T-34C-1 Charlie adalah sebesar 4643,9 ≈ 4644Newton.

Max. Dynamic Nose Gear Load

Max. Dynamic Nose Gear Weight

$$(Wn_D)_{max} = W_{n_s} + \frac{v_s \cdot h \times Gross\ Weight}{Grav \times B}$$

$$(Wn_D)_{max} = 652,266\ Lbs + \frac{3,9624 \times 2,743 \times 4300}{9,81 \times 10,06}$$

$$(Wn_D)_{max} = 1125.8375\ lbs$$

$$= 510,6712\ Kg$$

Max. Dinamic Nose Gear Load

$$(Pn_D)_{max} = (Wn_D)_{max} \times n_{max} \times$$

Gravitasi

$$(Pn_D)_{max} = 510,6712\ Kg \times 1,6 \times 9,81\ m/s^2$$

$$(Pn_D)_{max} = 8015,3\ Newton$$

Jadi beban dinamik yang terjadi pada Nose landing gear pesawat T-34C-1 Charlie adalah sebesar 8015,3 ≈ 8015 Newton.

Penentuan beban dilakukan melalui kotak dialog di bawah ini dengan klik *add force* dengan besar gaya adalah sebesar 8015 Newton, yang terkonsentrasi pada tiap lubang LUG Nose landing gear struts. Besarnya gaya ini diasumsikan diterima seluruhnya oleh struktur *Nose bay side plate*, dan terdistribusi melalui *bushing*. Namun dalam bahasan skripsi ini analisa dibatasi pada beban yang terkonsentrasi pada lubang LUG Nose landing gear struts, walaupun pada saat proses *running*/analisa tegangan yang terjadi pada *bushing* dan *washer* terdeteksi/terbaca.



Gambar 8. Kotak dialog pembebanan pada simulasi Solid Works Nose bay side plate



Gambar 9. Daerah pembebanan pada simulasi Solid Works Nose bay side plate

Penentuan Material dan Karakteristiknya

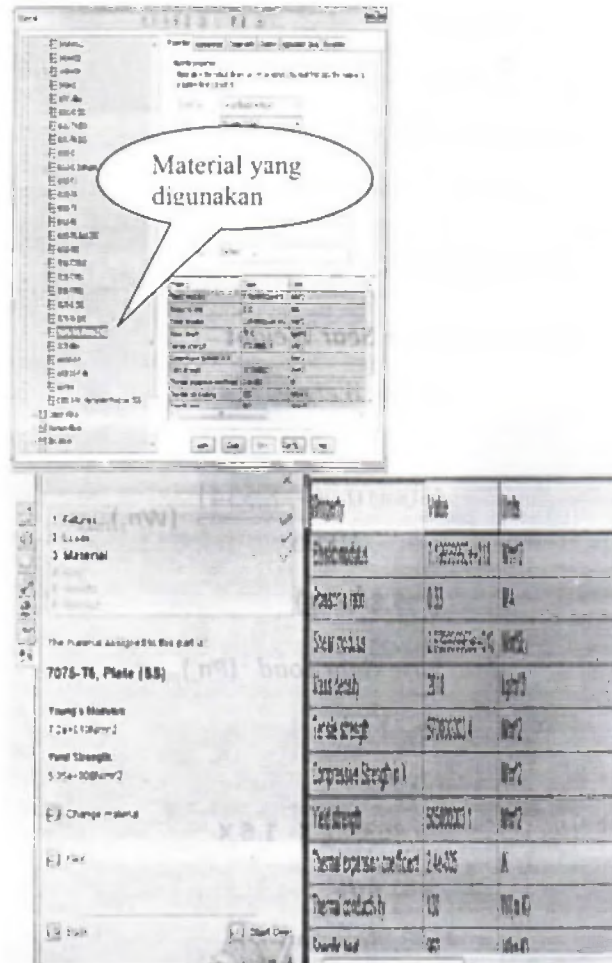
Dalam aplikasi Solid Works data-data material sudah tersedia, untuk memasukan data material dilakukan dengan klik kotak dialog *choose material* seperti ditunjukkan pada kotak dialog berikut ini:



Gambar 10. Kotak dialog Penentuan material

Material yang digunakan untuk Nose bay side plate adalah Alluminium alloys 7075-T6 plate, tahapan ini di lankukan dengan klik Alluminium alloys, maka akan muncul pilihan

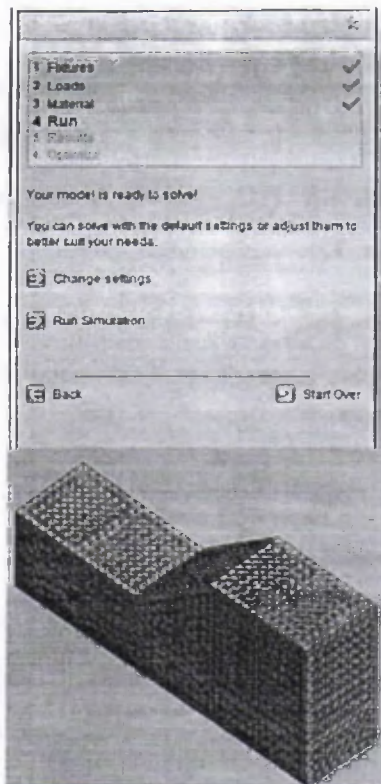
jenis jenis aluminium, kemudian pilih Alluminium alloys 7075-T6 plate maka akan muncul data teknis dari material ini seperti pada gambar berikut :



Gambar 11. Kotak dialog material dan property setelah setting dilaksanakan

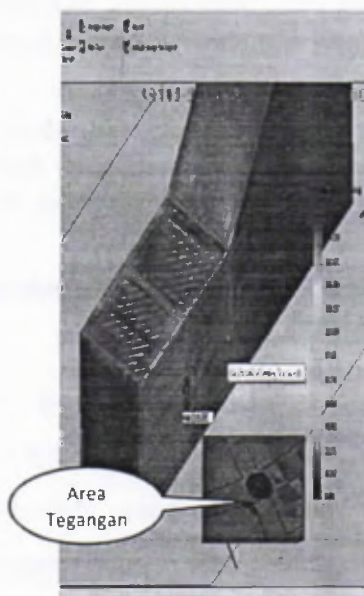
Proses Running

Penentuan beban dilakukan melalui kotak dialog dibawah ini dengan besar gaya adalah sebesar 8015 Newton, yang terkonsentrasi pada lubang LUG Nose landing gear struts. Tahap ini dilakukan dengan klik *run simulation*, maka software secara otomatis akan melakukan proses *meshing*. Perintah *run simulation* dan hasil *meshing* pada model ini ditunjukkan seperti gambar berikut :



Gambar 12. Kotak Dialog run simulation dan bentuk meshing Penentuan Beban

Selanjutnya setelah proses *run simulation* akan ditunjukkan hasil analisis seperti berikut :



Gambar 13. Visualisasi tegangan maximum pada LUG nose bay side plate

Dari gambar di atas, dapat dilihat besarnya tegangan maximum yang terjadi pada struktur *Nose bay side plate* terjadi disekitar LUG-nya. Dengan pemberian beban sebesar 8015 Newton pada setiap LUG *Nose bay side plate* besarnya tegangan maximum tersebut adalah 195,205 Mpa. Untuk mengetahui struktur tersebut mampu menahan besarnya gaya atau pembebanan yang terjadi dengan cara melihat dari besarnya nilai *Margin of Safety* (FS).

Berikut adalah perhitungan untuk menentukan besar dari *Margin of Safety* (MS) struktur pada lubang LUG.

Dik $\sigma = 195,205$ Mpa (tegangan maximum hasil *running* pada SolidWorks)

$\sigma_y = 505$ Mpa (*Yield Stress* material Aluminium alloy 7075-T6).

Maka *Margin of Safety*.

$$MS = \frac{\sigma_{ultimate}}{\sigma_{desain}} - 1$$

$$= \frac{505 \text{ Mpa}}{1,5 \times 195,205 \text{ Mpa}} - 1$$

$$= 0.72468$$

Jadi besarnya nilai MS pada struktur *Nose bay side plate* adalah sebesar 0.72468 dimana struktur masih mampu menahan beban tekan pada struktur *Nose bay side plate* pesawat T-34C-1 *Charlie*.

Dari analisis gambar (model) menunjukkan bahwa bagian struktur yang menerima tegangan paling besar adalah bagian lubang LUG sebesar 195,205 Mpa.

Sedangkan untuk mengetahui besarnya deformasi pada saat struktur mengalami tegangan maksimum dapat dilihat pada gambar berikut.



Gambar 14. Visualisasi deformasi pada Nose Bay Side Plate

KESIMPULAN

Pada *Level landing condition*, pada saat pesawat melakukan pendaratan terjadi beban static dan beban dinamik. Dengan diperoleh beban static maksimum yang terjadi pada *Nose landing gear* adalah sebesar 4644Newton, sedangkan beban dinamik maksimum adalah sebesar 8015 Newton (Jan Roskam) dan berdasarkan harga dari perhitungan menunjukkan nilai Margin of Safety sebesar 0.72468 (struktur kuat untuk menahan beban yang terjadi).

Dari hasil analisis menunjukkan struktur *Nose bay side plate* bagian lubang LUG mendapat tegangan paling besar yaitu sebesar 195,205 Mpa dibandingkan dengan bagian yang lain sehingga daerah ini dinyatakan sebagai daerah kritis.

DAFTAR PUSTAKA

1. Dr. Jan Roskam, *Airplane Design Part IV: Layout Design of Landing Gear And System*, Fig 2.22, Tire data chapter 2, Page 4, 32.
2. C. T. Sun, "*Mechanics Of Aircraft Structures*". Hongkong, 1988, page 25, 37, 164.
3. JaapSchijve, "*Fatigue Of Structures and Materials*", Boston-London, Page 91.
4. FAR 25., "*Federal Aviation Regulation, Airworthines Standart*, Transfort Category Airplanes, Federal Aviation Agency (FAA).
5. T.O.1TC-1 *Flight Control Sistem*, hal. 18, 21, 23,
6. Technical Rating 1T-34C -1, hal. 2, 3, 5,7.