

# DESAIN DAN ANALISIS PERHITUNGAN RODA PENDARATAN PESAWAT TANPA AWAK

T M.R. Aulia<sup>1</sup>, Ikhwansyah Isranuri<sup>2</sup>, M. Sabri<sup>3</sup>, Marragi M.<sup>4</sup>, Syahrul Abda<sup>5</sup>, Pramio G.S.<sup>6</sup>  
<sup>1,2,3,4,5,6</sup>Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Sumatera Utara  
E-mail: di\_dzy@ymail.com

## ABSTRAK

*Landing gear* merupakan struktur pesawat yang berfungsi menahan beban statis pesawat dan juga beban dinamis ketika pesawat melakukan pendaratan. Dalam mendesain *landing gear* dilakukan pemilihan jenis *landing gear* dan dilakukan analisis perhitungan pada tiap komponen *landing gear* yang meliputi pusat gravitasi, tinggi pesawat, *wheel base*, *wheel track*, dan roda. Desain dan analisis perhitungan dilakukan dengan metode studi pustaka dimana setiap desain dan perhitungan didasarkan pada literatur pustaka. Jenis *landing gear* yang digunakan adalah *Tail-gear landing gear* dengan tinggi badan pesawat dari tanah adalah sebesar 40 cm, pusat gravitasi pesawat berada pada titik  $X = 94,6$  mm,  $Y = 11,3$  mm dari titik paling depan pesawat, jarak *wheel base* adalah sebesar 128.934 cm, jarak *wheel track* adalah sebesar 72 cm dengan sudut *overturn* sebesar  $35^\circ$ , dan ukuran roda depan 10 cm dan belakang 8 cm.

*Kata kunci: Desain, Analisis Perhitungan, Roda Pendaratan, Pesawat, Beban.*

## 1. PENDAHULUAN

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

Beban yang diterima oleh poros roda dihitung dalam dua kondisi, yaitu kondisi beban statik dan kondisi beban dinamik. Kondisi beban statik ialah dimana beban yang diterima oleh struktur poros roda hanyalah beban pesawat tersebut, kondisi ini dapat di analisis pada saat pesawat berada diam dilandasan. Kondisi beban dinamik ialah dimana beban yang diterima oleh struktur poros roda pesawat merupakan beban yang berasal dari berat pada kondisi saat pesawat udara melakukan pendaratan.

Oleh karena itu dilakukan analisis perhitungan *wheel track*, *wheel base*, tinggi pesawat, beban statis dan dinamis pesawat dan roda yang akan digunakan pada pesawat.

## 2. LANDASAN TEORI

### 2.1 Landing Gear

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

Dari segi urutan mendesain, *landing gear* merupakan komponen utama pada pesawat yang terakhir dirancang. Dengan kata lain, semua komponen utama (badan, sayap dan ekor) dirancang sebelum mendesain *landing gear*. Namun dalam beberapa kasus, desain *landing gear* dapat mendorong perancang pesawat untuk mengubah konfigurasi pesawat agar dapat memenuhi persyaratan desain *landing gear*. [1]

Adapun fungsi utama dari *landing gear* adalah sebagai berikut:

1. Menjaga agar pesawat tetap stabil ditanah dan *taxi*.
2. Memungkinkan pesawat untuk bergerak bebas selama *taxing*.
3. Memberikan jarak aman antara komponen pesawat lainnya seperti sayap dan badan saat pesawat berada diatas tanah untuk mencegah kerusakan.
4. Untuk menyerap guncangan selama pesawat mendarat.

5. Memudahkan pesawat dalam lepas landas dengan memungkinkan pesawat untuk mempercepat laju dengan gesekan yang rendah.

Dalam rangka untuk memungkinkan *landing gear* agar dapat beroperasi secara efektif, maka ditetapkanlah syarat desain sebagai berikut. [1]

1. Persyaratan jarak tanah
2. Persyaratan kemudi
3. Persyaratan putaran lepas landas
4. Persyaratan pencegahan *overturn* (jungkir balik)
5. Persyaratan *touch-down* (kontak dengan tanah)
6. Persyaratan mendarat
7. Persyaratan pembebanan
8. Keutuhan struktur pesawat
9. Murah
10. Ringan
11. Mampu dirawat
12. Mampu dibuat

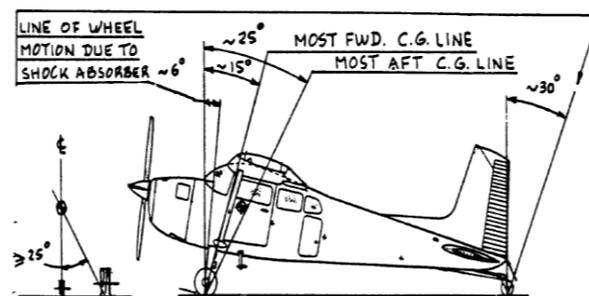
## 2.2 Konfigurasi Landing Gear

Langkah awal pada proses desain *landing gear* merupakan memilih konfigurasi *landing gear*. Fungsi dari *landing gear* dapat terlaksana melalui penerapan berbagai konfigurasi *landing gear*. Secara umum ada sembilan konfigurasi dari *landing gear*, yakni sebagai berikut:[2]

1. *Single Main*.
2. *Bicycle*.
3. *Tail Gear*.
4. *Tricycle or Nose Gear*.
5. *Quadricycle*.
6. *Multi-bogey*.
7. *Releasable Rail*.
8. *Skid*.
9. *Seaplane Landing Device*.

## 2.3 Landing Gear dan Pusat Gravitasi Pesawat

Salah satu faktor penting dalam proses mendesain *landing gear* pesawat adalah untuk menentukan lokasi dari *gear* utama relatif terhadap pusat gravitasi pesawat dapat dilihat pada gambar 2.1.



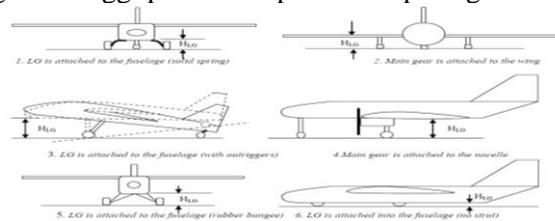
Gambar 2.1 Landing Gear

Sumber: L. Pazmany. *Light Aircraft Design*. United States of America San Diego, California. 1963.

Penting mengkaitkan desain *landing gear* dengan pusat gravitasi pesawat adalah untuk memastikan variabel *landing gear* utama seperti *wheel base*, *wheel track* dan ketinggian roda yang memenuhi semua persyaratan.[3]

## 2.4 Tinggi Landing Gear

Tinggi *landing gear* didefinisikan sebagai jarak antara tanah yang berhubungan dengan *strut gear* utama ke struktur pesawat. Dalam pemilihan tinggi pesawat ketika berada ditanah, ketinggian *landing gear* diukur ketika pesawat berada di tanah dan ketika badan pesawat berada pada posisi horizontal. Berbagai konfigurasi tinggi pesawat dapat dilihat pada gambar 2.2. [3]



Gambar 2.2 Tinggi *landing gear* pada berbagai konfigurasi.

Sumber : Sadraey Mohammad. *Landing Gear Design*. Daniel Webster College.

## 2.5 Persyaratan Umum Jarak Tanah

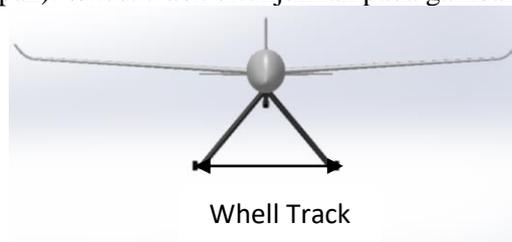
Salah satu fungsi utama dari *landing gear* adalah untuk melindungi struktur pesawat dari tanah. Hal ini dilakukan dengan memberikan jarak terhadap tanah. Jarak diukur dari titik terendah pesawat dari tanah. Pada beberapa pesawat komponen terendah adalah sayap, sedangkan di beberapa pesawat adalah badan pesawat dan beberapa lainnya mesin jet yang memiliki ketinggian terendah dari tanah. Dalam kasus apapun, jarak harus disediakan melalui ketinggian *landing gear*. Besar minimum jarak adalah fungsi dari beberapa parameter desain termasuk kebutuhan biaya, keamanan, kinerja, berat, stabilitas, inlet mesin, pemuatan dan operasional.[3]

## 2.6 Wheel Base

*Wheel base* merupakan jarak antar roda depan dan belakang. *Wheel base* mempunyai peran penting dalam distribusi beban antar roda utama dan roda belakang. Dengan demikian, *wheel base* harus ditentukan secara baik untuk memenuhi semua persyaratan desain yang relevan. [3]

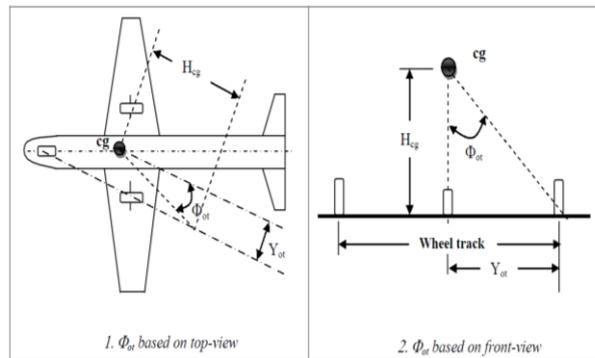
## 2.7 Wheel Track

*Wheel track* (T) didefinisikan sebagai jarak antara gear yang paling kiri dan paling kanan (ketika melihat tampilan depan). *Wheel track* ditunjukkan pada gambar 2.3.



Gambar 2.3 *Wheel track* pesawat

*Wheel track* dari roda utama harus diatur sehingga pesawat tidak mudah terguling karena angin atau selama pembelokan pada tanah. Sudut *overturn* diperkenalkan untuk dapat menentukan ukuran *wheel track*. Ada dua sudut *overturn* seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.4.[4]



Gambar 2.4 Sudut overturn

Sumber : Sadraey Mohammad. *Landing Gear Design*. Daniel Webster College.

1. Ketika melihat pandangan depan pesawat, sudut antara garis vertikal melewati pusat gravitasi pesawat dan salah satu roda utama adalah sudut *overturn* (Gambar 2.4.1 ). Dalam gambar ini parameter  $H_{cg}$  adalah ketinggian pusat gravitasi pesawat dari tanah.
2. Ketika melihat pandangan atas pesawat, pertama, buatlah suatu garis melewati pesawat dari gear utama dan gear hidung. Kemudian, menarik garis sejajar dengan garis ini melewati pusat gravitasi pesawat. Langkah berikutnya adalah untuk membentuk segitiga dengan memilih jarak pada garis ini yang sama dengan panjang dari  $H_{CG}$  (lihat Gambar 2.4.2 ), dan menarik garis tegak lurus ke titik ini. Langkah terakhir adalah untuk melewati garis dari persimpangan garis terakhir dari pusat gravitasi pesawat. Sudut *overturn* dibentuk oleh garis ini seperti yang ditunjukkan. Persyaratan sudut overturn yang dihasilkan tidak boleh mencapai  $60^\circ$ , jika sudut overturn mencapai  $60^\circ$  maka perhitungan *wheel track* dianggap gagal.

Sebagai aturan praktis, trek roda harus sedemikian rupa sehingga sudut *overturn*  $\Phi_{ot}$  berada di dalam batas yang direkomendasikan berikut:

$$\Phi_{ot} \geq 25^\circ \dots\dots\dots (2.1)$$

**2.8 Roda**

Roda didesain agar dapat menahan berat dari pesawat. Biasanya roda utama menahan 90% dari total berat pesawat. Untuk konsep awal perancangan digunakan pendekatan statistik. Pada Tabel 2.1 memberikan persamaan untuk menghitung roda .[5]

$$D = A W_w^B \dots\dots\dots (2.2)$$

Dimana :

$W_w$  = berat pada roda

Tabel 2.1 Statistik ukuran roda

Main wheels diameter or width (in.) = $A W_w^B$	Diameter		Width	
	A	B	A	B
	General aviation	1.51	0.349	0.7150
Business twin	2.69	0.251	1.170	0.216
Transport/bomber	1.63	0.315	0.1043	0.480
Jet fighter/trainer	1.59	0.302	0.0980	0.467

$W_w$  = Weight on Wheel

### 3. METODOLOGI PENELITIAN

#### 3.1 Alat dan Bahan

1. Mesin Gerinda
2. Mesin Frais
3. Mesin Las
4. Meteran
5. Laptop
6. Kalkulator
7. Besi Hollow (10 x 10 x 1 mm)
8. Roda

#### 3.2 Proses Penelitian

##### 3.2.1 Analisa Perhitungan

Analisa perhitungan yang dilakukan meliputi:

1. Mempelajari desain pesawat untuk menentukan jenis *landing gear* yang sesuai.
2. Menentukan jenis *landing gear* yang akan digunakan.
3. Menentukan titik gravitasi pesawat dengan menggunakan perhitungan setiap bidang pesawat.
4. Menentukan tinggi pesawat.
5. Menentukan jarak *wheel base* sesuai dengan tinjauan pustaka.
6. Menentukan sudut *overturn* sesuai syarat yang diberikan dan didapatkan jarak *wheel track*.
7. Menentukan ukuran roda dengan menggunakan rumus pada tinjauan pustaka dan menggunakan data dari tabel .

##### 3.2.2 Proses Pembuatan.

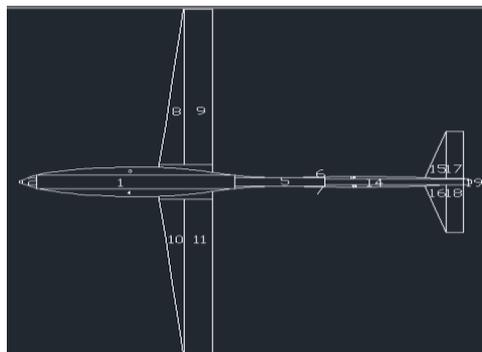
Proses pembuatan *landing gear* setelah dilakukan proses analisa perhitungan adalah sebagai berikut:

1. Besi *hollow* yang digunakan di potong sesuai ukuran yang telah dihitung.
2. Besi dilas dengan sudut yang telah ditentukan dari analisa perhitungan dengan mesin las.
3. Besi difrais dengan menggunakan mesin frais sebagai tempat pemasangan roda dilakukan dengan mesin frais.
4. Pesangan roda pada besi yang telah di lubangi.
5. Besi pengikat roda dipasang pada besi *landing gear* dilakukan dengan cara dilas.
6. Setelah proses pengelasan besi di cat agar terlihat lebih rapi.

### 4. ANALISA PERHITUNGAN

#### 4.1 Pusat Gravitasi Pesawat

Pusat gravitasi pesawat didapatkan dengan menggunakan bantuan software. Proses perhitungan dilakukan dengan cara sebagai berikut:[6]

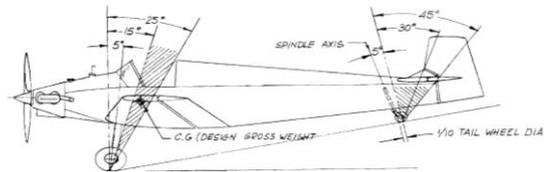


Gambar 4.1 Pembagian bidang pada pesawat.

Didapatkan titik berat pesawat berada pada  $y = 11,6$  cm dan  $x = 94,6$  cm dari sudut paling depan pesawat.

#### 4.2 Pemilihan Konfigurasi Landing Gear

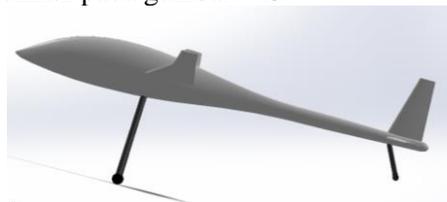
Dengan mempertimbangkan bentuk dan ukuran dari badan pesawat Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Pemilihan konfigurasi dari *landing gear* yang akan digunakan jatuh pada konfigurasi desain *Tail-gear landing gear*. Geometri konfigurasi dari *Tail-gear landing gear* akan ditunjukkan pada gambar 4.2 .



Gambar 4.2 Geometri *Tail-gear landing gear*.

Sumber: L. Pazmany. *Light Aircraft Design*. United States of America San Diego, California. 1963.

Pada desain *Tail-gear landing gear* penentuan posisi dari roda utama pesawat dilakukan dengan mengikuti posisi pusat gravitasi dari keseluruhan badan pesawat dan mengikuti sudut yang telah diberikan pada buku literatur. Sedangkan penentuan posisi roda belakang dilakukan dengan mengikuti sudut yang telah diberikan dengan mengacu pada posisi sayap ekor pesawat. posisi roda depan dan roda belakang di tunjukkan pada gambar 4.3.



Gambar 4.3 Posisi roda depan dan roda belakang berdasarkan literatur.

Pada *Tail-gear landing gear* jarak *wheel base* tidak dilakukan perhitungan. Dikarenakan posisi roda depan dan roda belakang ditentukan dengan mengikuti letak pusat gravitasi pesawat dan letak sayap ekor pesawat, sehingga nilai *wheel base* adalah sebagai berikut.:

- Jarak pusat gravitasi dari depan pesawat 94,6 cm.
- Jarak roda depan pesawat dari depan pesawat adalah 61.5 cm.
- Jarak roda belakang ke ekor pesawat adalah 13.467 cm.
- Total panjang pesawat adalah 203.3 cm.

Maka :

Jarak *Wheel Base* adalah =

(Total panjang pesawat) – ((Jarak roda depan ke depan pesawat) + (Jarak roda belakang ke ekor pesawat))

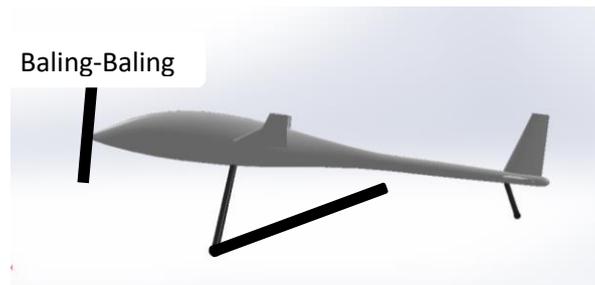
*Wheel Base* adalah =

$(203.3) - (61.5 + 13.467) = 128.3$  cm

Maka nilai jarak *Wheel Base* adalah sebesar 128.3 cm atau 1.283 m.

#### 4.3 Tinggi Badan Pesawat

Penentuan tinggi badan pesawat dari tanah adalah dengan mempertimbangkan ukuran *propeller* yang digunakan pesawat. Tinggi ini dimaksudkan pula agar tidak terjadinya benturan langsung badan pesawat dengan tanah. Gambar 4.4 menunjukkan tinggi pesawat.



Gambar 4.4 Tinggi Pesawat

Dapat dilihat diatas bahwa tinggi pesawat dipengaruhi oleh beberapa faktor. Faktor tersebut diantaranya adalah diameter baling-baling pesawat. Tinggi pesawat harus dapat mencegah terjadinya benturan antara baling-baling pesawat dengan tanah baik pada saat pesawat pada posisi diam dan juga pada saat mendarat.

- Diameter baling-baling yang digunakan = 30 cm
- Tinggi pesawat yang direncanakan = 40 cm

Maka :

Jarak antara baling-baling pesawat dengan tanah adalah :

$$\begin{aligned} \text{Jarak} &= (\text{Tinggi pesawat}) - (\text{jari-jari baling-baling}) \\ &= 40 \text{ cm} - 15 \text{ cm} \\ &= 25 \text{ cm} \end{aligned}$$

Maka, jarak antara baling-baling pesawat dengan tanah diperoleh sebesar 25 cm. Jarak ini dianggap masi aman ketika pesawat melakukan pendaratan sehingga tinggi yang di tinggi pesawat yang pakai adalah sebesar roda depan 40 cm dan roda belakang 20 cm.

$$\begin{aligned} \alpha_C &\geq \alpha_{TO} \\ \alpha_C &= \tan^{-1} \left( \frac{H_f}{AB} \right) \end{aligned}$$

Dimana :

$$\begin{aligned} \alpha_C &= \text{Sudut rotasi} \\ AB &= \text{Jarak wheel base} \\ H_f &= \text{Tinggi minimum pesawat} \end{aligned}$$

Jarak tanah selama rotasi *take-off* dengan sudut  $\alpha_C = 10^\circ$  (diambil dari tabel 2.3 untuk tipe pesawat sangat mudah digerakkan) dan tinggi pesawat 40 cm dan jarak *wheel base* sebesar 1.283 m adalah:

$$\begin{aligned} 10^\circ &= \tan^{-1} \left( \frac{H_f}{1,283} \right) \\ H_f &= 1,283 \cdot \tan ( 10^\circ ) \\ H_f &= 0,23 \text{ m} \end{aligned}$$

Nilai  $H_f$  sebesar 0.23 m merupakan nilai minimum dari tinggi roda pendaratan pesawat. Pada tinggi ini bagian belakan pesawat tepat mengenai tanah. Jadi jarak tanah selama rotasi *take-off* adalah :

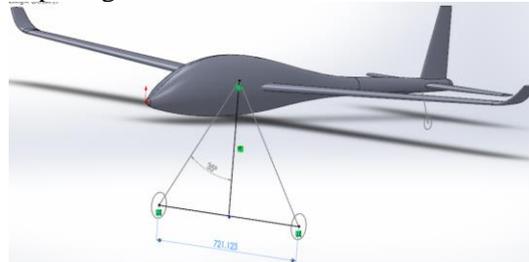
$$\begin{aligned} H_{\text{pesawat}} &= H_f + \frac{H_c}{\cos \alpha_C} \\ 0,40 \text{ m} &= 0,23 \text{ m} + \frac{H_c}{\cos 10} \\ H_c &= (0,40 - 0,23) \cdot (\cos 10) \\ H_c &= 0,16 \text{ m} \end{aligned}$$

Maka, jarak minimum bagian belakang pesawat dari tanah adalah sebesar 16 cm atau 0.16 m.

#### 4.4 Wheel Track

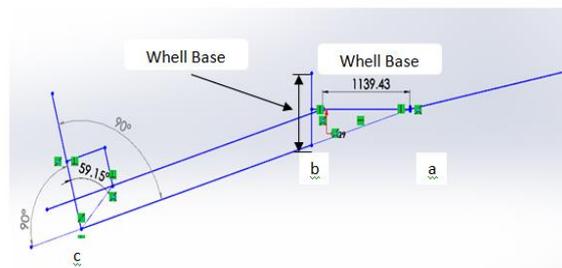
*Wheel track* ditentukan dengan menggunakan sudut *overturn*. Syarat yang diberikan adalah besarnya sudut *overturn* tidak kurang dari  $25^\circ$ . dan juga sudut yang dihasilkan dari penarikan garis sejajar antar roda depan dan belakang dengan garis pada pusat gravitasi, dan kemudian ditarik garis sudut dengan jarak yang digunakan adalah tinggi dari pusat gravitasi pesawat ke tanah adalah tidak lebih dari  $60^\circ$ .

Sudut *overturn* yang direncanakan antar pusat gravitasi dan roda pesawat adalah sebesar  $35^\circ$ . Posisi *wheel track* ditunjukkan pada gambar 4.5.



Gambar 4.5 Posisi sudut *overturn* dengan kemiringan  $35^\circ$ .

Untuk menentukan apakah sudut *overturn* sebesar  $35^\circ$  yang diambil didapatkan jarak *wheel track* pesawat adalah sebesar 72.1123 cm. Untuk menentukan sudut *overturn* yang digunakan memenuhi persyaratan dilakukan seperti pada gambar 4.6.



Gambar 4.6 Pemeriksaan sudut *overturn*.

Keterangan:

a = roda belakang

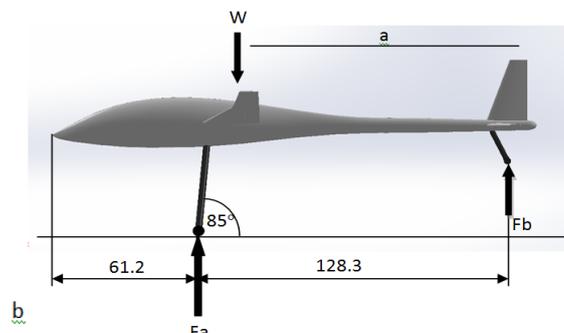
b = roda depan

c = sudut *overturn* yang dihasilkan

Jika dilihat ada gambar, sudut yang dihasilkan oleh penarikan garis sejajar roda depan dan belakang pesawat dengan garis dari pusat gravitasi pesawat tidak melebihi dari ketentuan yaitu sebesar  $60^\circ$  sehingga *wheel track* dengan sudut kemiringan  $35^\circ$  dapat digunakan.

#### 4.5 Beban Pesawat

Beban statis pesawat:[7]



Gambar 4.7 Geometri Beban Roda.

Pada Gambar 4.7 menunjukkan geometri beban roda.

### Beban statis :

Dimana :

$$G.W. = 25 \text{ Kg} = 245.25 \text{ N}$$

Untuk menghitung bebannya:

$$\Sigma F = F_A + F_B = W$$

Dan

$$\Sigma M = 0$$

Maka

$$W.a - F_A . b = 0$$

$$245.25 . 1.14 - \sin(85^\circ) F_A . 1.28394 = 0$$

$$F_A . \sin(85^\circ) . 1.28394 = 279.585$$

$$F_A = \frac{279.585}{1.279054221}$$

$$F_A = 218.587 \text{ N}$$

F vertikal yang terjadi pada roda depan adalah: 218.587 N

$$F_A + F_B = W$$

$$218.587 \text{ N} + F_B = 245.25 \text{ N}$$

$$F_B = 245.25 - 218.587$$

$$F_B = 26.663 \text{ N}$$

Maka beban yang di tumpu oleh roda belakang adalah sebesar 26.663 N

## 5. KESIMPULAN DAN SARAN

### 5.1 Kesimpulan

1. Desain *landing gear* yang dipilih adalah jenis *Tail-gear*.
2. Posisi pusat gravitasi pesawat berada pada  $X = 94,6 \text{ cm}$  dan  $Y = 11,3 \text{ cm}$
3. Tinggi *landing gear* yang digunakan adalah 40 cm.
4. Ukuran *wheel base* yang diperoleh dari perhitungan adalah sebesar 128.934 cm.
5. Ukuran *wheel track* yang diperoleh dari perhitungan adalah sebesar 72 cm dengan sudut *overturn* sebesar  $35^\circ$ .
6. Ukuran roda yang diperoleh dari perhitungan adalah roda depan 10 cm dan roda belakang 8 cm.

### 5.2 Saran

1. Pemilihan roda diharapkan dapat dilakukan lebih baik lagi dikarenakan tipe roda yang digunakan saat ini tidak terlalu memberikan dampak yang cukup besar dalam penyerapan beban pesawat.
2. Pada penelitian kedepannya diharapkan dapat menambahkan sistem *shock absorber* agar penyerapan beban dapat lebih optimal.

## DAFTAR PUSTAKA

1. Jan Roskam. Dr. *Layout Design of Landing Gear and Systems. Second Edition. Roskam Aviation and Engineering Corporation. Ottawa, Kansas. 1989.*
2. Sadraey Mohammad. *Landing Gear Design. Daniel Webster College.*
3. L. Pazmany. *Light Aircraft Design. United States of America San Diego, California. 1963.*
4. Curey Norman S. *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices. American Institute of Aeronautics. 1988.*
5. Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach. Second Edition. American Institute of Aeronautics. 1992.*
6. Kraige, L.G dan Meriam, L.J. *Engineering Mechanics: Static, 7<sup>th</sup> Edition. John Wiley and Sons, Inc. Virginia. 2008*
7. Russell C. Hibbeler, *Engineering Mechanics: Statics, 12th Edition, Prentice Hall, 2009*