

HORIZONTAL *TAIL SIZING* PESAWAT *SPORT RINGAN (LSA)* KAPASITAS 4 ORANG PENUMPANG

Haeni Suhandari, ST

Alumni PS Teknik Penerbangan Universitas Nurtanio Bandung

Abstrak

Dila aircraft (Light Aircraft Aerospace) is an aircraft that has a capacity for 4 passengers. Tail design, specifically made to get the horizontal tail leading edge point and backward point of the plane itself. It can also be known center of its range Gravity. To determine the leading point is also affected by the take-off rotation, and its trim condition. Neutral point and maneuver point also influences the location of a point behind the plane. Thus when the calculation process, it is the required accuracy for the result to be optimal. Due to a change in one variable will affect the other variables, and this may also affect the results of the design. Tail design, especially the horizontal tail is an early draft. Therefore, when the draft stated that the next stage of this design cannot be used, then the re-calculation should be carried out in order to design the horizontal tail can be optimized.

Pendahuluan

Kebutuhan transportasi semakin diperlukan seiring dengan kemajuan jaman, baik itu transportasi jarak dekat ataupun transportasi jarak jauh yang meliputi transportasi darat, laut, ataupun udara. Berkaitan dengan hal tersebut, khususnya dalam dunia penerbangan maka dalam industri pesawat terbang pun akan semakin meningkat. Kebutuhan pesawat-pesawat yang dapat menampung sejumlah penumpang dan

banyaknya barang yang dapat diangkut merupakan salah satu kebutuhan dalam kemajuan transportasi pada saat ini.

Dalam hal ini, kemampuan pesawat pun harus disesuaikan dengan kebutuhan. Maka pada saat proses perancangan horizontal *tail sizing* pesawat *sport ringan* (LSA=Light Sport Aircraft) untuk kapasitas 4 orang penumpang ini juga turut mempengaruhi. Horizontal *tail sizing* ini

dirancang untuk dapat memberikan fungsi-fungsi seperti :

- Untuk memastikan keseimbangan momen-momen pesawat ketika terbang steady dengan menggunakan gaya-gaya pada jarak tertentu dari titik berat pesawat.
- Untuk menghasilkan gaya yang dibutuhkan manuver pesawat pada saat *take off*, *landing*, ataupun *taxying* serta mengendalikan pesawat agar tetap pada jalur terbangnya.

1.1 Maksud dan Tujuan Penulisan

Maksud yang dicapai pada penulisan ini adalah :

1. Menganalisa horizontal *tail sizing* pada perancangan pesawat *sport* ringan (LSA) kapasitas 4 orang penumpang.

Tinjaun Pustaka

2.1 STABILITAS DAN KONTROL

2.3.1 STABILITAS

Fungsi kedua tail adalah stabilitas, dan fungsi yang ketiga adalah kontrol. Karena peran ini, maka ekor seringkali disebut sebagai stabilizer atau stabilator. Stabilitas didefinisikan sebagai kecenderungan pesawat

Adapun tujuan dari penulisan ini adalah :

1. Menghitung secara teoritis horizontal *tail sizing* berdasarkan referensi-referensi.

1.2 Teknik Pengumpulan Data

Dalam pengumpulan data, penulis menggunakan beberapa teknik yaitu :

1. Studi Literatur, yaitu teknik pengumpulan data yang dilakukan dengan mencari data atau sumber informasi dari referensi – referensi yang berkaitan dengan pembahasan masalah yang dikaji.

Diskusi, yaitu teknik pengumpulan data dengan berupa hasil diskusi dari penjelasan secara langsung oleh dosen pembimbing mengenai pembahasan masalah yang dikaji.

terbang untuk kembali ke keadaan awal kondisi steady state trim. Stabilitas terbagi menjadi dua, yaitu:

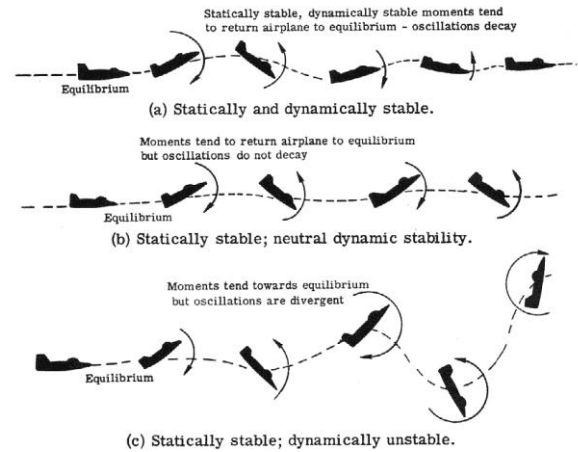
1. Statis stabilitas
2. Dinamis stabilitas

Statis stabilitas didefinisikan sebagai kecenderungan awal pesawat terbang, untuk mengembangkan gaya dan/atau moment

untuk melawan gangguan sesaat variabel gerak dari kondisi steady state flight. Sedangkan stabilitas dinamis didefinisikan sebagai kecenderungan pesawat terbang untuk kembali ke kondisi awal steady state trim setelah terjadi gangguan yang mengganggu kondisi trim-nya. Sebagai aturan umum, pesawat terbang harus memiliki beberapa bentuk stabilitas dinamis meskipun mild disabilities tertentu dapat ditoleransi di bawah kondisi tertentu. Ketika pesawat terbang memiliki dinamis stabilitas, pasti akan memiliki stabilitas statis. Namun, jika pesawat terbang belum stabil secara statis, tidak ada jaminan bahwa ia memiliki stabilitas dinamis.

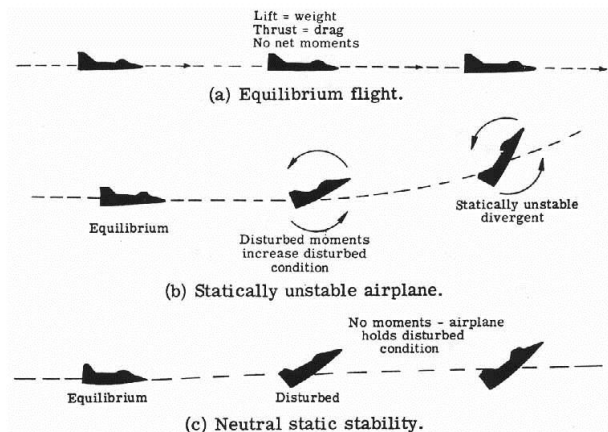
Stabilitas Statis merupakan kecenderungan awal pesawat setelah keseimbangannya terganggu terbagi menjadi:

- Stabilitas-The Static Positif kecenderungan awal dari pesawat untuk kembali ke keadaan semula keseimbangan setelah terganggu.
- Stabilitas-The Static Negatif kecenderungan awal dari pesawat untuk terus menjauh dari keadaan semula keseimbangan setelah terganggu.
- Stabilitas-The Static Netral kecenderungan awal dari pesawat untuk tetap dalam kondisi baru setelah keseimbangannya telah terganggu.

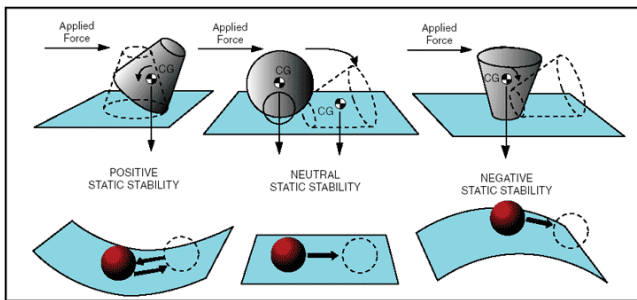


Gambar 2.4 Tipe Dari Stabilitas Statik¹

Jika diasumsikan bahwa pesawat ini stabil secara statis, mungkin menjalani tiga bentuk gerak dengan waktu. (1) Jika nose down, overshoot, nose-up, overshoot to a smaller degree, dan akhirnya kembali ke kondisi equilibrium semula penerbangan straight and level flight. Jenis gerak osilasi menunjukkan bahwa pesawat tersebut secara dinamis stabil. (2) Jika nose up and down sesudahnya dengan amplitudo konstan. Pesawat dikatakan memiliki stabilitas dinamis netral. Atau, dalam kasus terburuk, (3) Jika nose up and down yang intensitasnya semakin tidak stabil secara dinamis.



Gambar 2.5 Static Stability²



Gambar 2.6 Dynamic Stability³

KONTROL

Pengendalian atau kontrol didefinisikan sebagai kemampuan pesawat untuk memvariasikan kondisi pesawat dari kondisi trim satu (misal cruise) ke kondisi trim lainnya (misal climb). Berdasarkan tiga sumbu dalam sistem koordinat pesawat, maka ada tiga cabang kontrol pesawat:

1. Lateral kontrol
2. Longitudinal kontrol
3. Directional kontrol

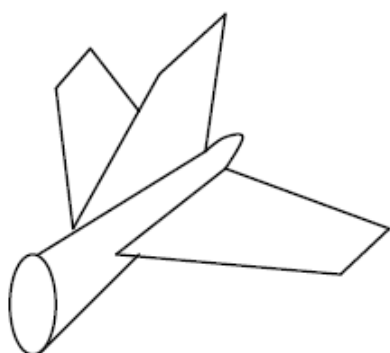
Kontrol lateral kendali pesawat terbang sekitar x-axis, kontrol longitudinal adalah kontrol dari sebuah pesawat sekitar sumbu y, dan kontrol direksional adalah kontrol dari sebuah pesawat sekitar z-axis. Dalam sebuah pesawat konvensional, kontrol lateral yang diterapkan aileron; kontrol longitudinal diterapkan elevator; dan kontrol direksional diterapkan rudder. Karena

elevator adalah bagian dari ekor horizontal, dan rudder merupakan bagian dari ekor vertikal; maka desainer ekor harus memastikan bahwa ekor horizontal dan ekor vertikal cukup untuk memenuhi persyaratan pengendalian longitudinal dan direksionalnya.

2.2 KONFIGURASI TAIL

Konfigurasi ekor pada pesawat DILA menggunakan ekor konvensional. Ekor konvensional atau konfigurasi bentuk T terbalik adalah konfigurasi yang paling sederhana dan paling nyaman untuk melakukan fungsi semua ekor (yaitu trim, stabilitas, dan kontrol). Analisis dan evaluasi kinerja ekor konvensional adalah lurus ke depan. Konfigurasi ini termasuk satu ekor horizontal (dua bagian kiri dan kanan), terletak di belakang badan pesawat, dan satu ekor vertikal (satu bagian); terletak di atas badan pesawat belakang. Ekor horizontal dan vertikal terletak dan dipasang ke belakang badan pesawat. Ekor horizontal terutama digunakan untuk memenuhi trim longitudinal dan persyaratan stabilitas, sementara ekor vertikal terutama digunakan untuk memenuhi trim terarah dan persyaratan stabilitas. Jika desainer memiliki pengalaman rendah, dianjurkan untuk awalnya memilih konfigurasi ekor konvensional. Hampir semua penerbangan dinamika buku teks memeriksa fitur ekor konvensional, tetapi tidak setiap penerbangan dinamika buku membahas

karakteristik konfigurasi ekor lainnya. Perancang harus profesional dan terampil di bidang analisis trim, analisis stabilitas, dan kontrol, jika konfigurasi lainnya dipilih. Ini adalah salah satu alasan bahwa sekitar 60 persen dari pesawat saat ini di layanan memiliki ekor konvensional. Selain memiliki bobot yang ringan, efisien, dan tampil di kondisi penerbangan reguler.



2.3 PARAMETER EKOR HORIZONTAL

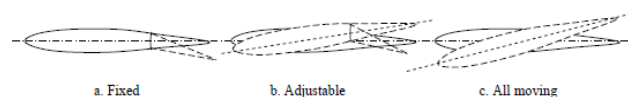
2.5.1 FIXED, ALL MOVING, OR ADJUSTABLE

Berdasarkan kenyataan bahwa pesawat memiliki kondisi penerbangan seperti variasi kecepatan, lokasi cg, weight, dan altitude, persyaratan longitudinal trim dapat terpenuhi melalui perubahan pada horizontal tail lift. Sejak ekor horizontal memiliki planform area yang tetap dan airfoil section yang tetap, maka satu-satunya cara untuk mengubah tail lift adalah dengan memvariasikan angle of attack. Ada tiga konfigurasi pengaturan ekor. Seperti pada **Gambar 2.5** untuk memenuhi perubahan angle of attack:

1. Fixed horizontal tail

2. Adjustable tail
3. All moving tail

Fixed tail secara permanen terletak di badan pesawat oleh joining teknik seperti screw dan nut atau welding. Pada fixed tail angle of attack tidak dapat divariasikan kecuali oleh pitching up atau piching down. Di sisi lain, angle of attack dari all moving tail bergerak dengan mudah yang diubah oleh pilot menggunakan gerakan forward atau aft dari stick di dalam kokpit.



Gambar 2.5 Three Horizontal Tail Setting Configurations

Ada perbedaan mendasar antara beberapa pilihan ini. Pertama-tama, fixed tail jauh lebih ringan, lebih murah dan secara struktural lebih mudah untuk dirancang dibandingkan dengan all moving tail. Selain itu, fixed tail lebih aman daripada all moving tail, karena kemungkinan kegagalan dari mekanisme bergerak. Di sisi lain, sebuah pesawat dengan semua ekor bergerak lebih terkendali dan bermanuver daripada pesawat dengan fixed tail. Satu perbedaan antara kedua ekor adalah bahwa ekor tetap dilengkapi dengan permukaan kontrol longitudinal (yaitu elevator), sedangkan all moving tail tidak memiliki bagian deflectable terpisah. Secara umum, drag trim fixed tail lebih tinggi dari all moving tail. Sebuah all

moving tail kadang-kadang disebut sebagai variabel incidence tailplane.

Pilihan ekor yang memiliki beberapa keuntungan dari fixed tail dan beberapa keuntungan dari ekor yang bergerak disebut sebagai adjustable tail. Sesuai namanya, adjustable tail memungkinkan pilot untuk menyesuaikan pengaturan angle of attack untuk waktu yang lama. Proses penyesuaian biasanya terjadi sebelum penerbangan, namun pilot diperbolehkan untuk mengatur tail setting angle selama operasi penerbangan. Adjustable tail menggunakan elevator, tapi yang utama antara adjustable tail dan all moving tail adalah dalam mekanisme rotasi ekor. All moving tail adalah mudah dan cepat (dalam sepersekian detik) diputar engsel oleh pilot. Tapi, angle of attack adjustable tail membutuhkan waktu (beberapa detik atau bahkan lebih). Kisaran defleksi dari adjustable tail (sekitar +5 ke -12 derajat) adalah jauh lebih all moving tail (sekitar +15 sampai -15 derajat)

Jika longitudinal maneuverability tidak dapat memenuhi persyaratan desain yang diinginkan, dianjurkan untuk menggunakan konfigurasi ekor tetap. Tapi pesawat ini diperlukan untuk dapat melakukan manuver yang cukup banyak, pilihan yang sesuai adalah all moving tail. Di sisi lain, jika biaya penerbangan adalah masalah yang signifikan dalam daftar persyaratan desain, lebih baik untuk menggunakan adjustable tail.

2.5.2 AIRFOIL SECTION

Untuk pesawat berkecepatan terbang tinggi biasanya ekor horizontal lebih tipis 10% dari sayap agar bilangan mach kritis ekor lebih besar dari sayap. Untuk ekor vertikal biasanya menggunakan airfoil simetris dengan rasio ketebalan 12% dan radius hidung yang lebih besar untuk mengijinkan angle of attack yang lebar. Sedangkan untuk ekor horizontal biasanya simetris dengan ketebalan 9-12% dan radius nose yang besar.

2.5.3 TAIL INCIDENCE

Saat sebuah konfigurasi fixed tail diadopsi, pengaturan sudut ekor horizontal (yaitu tail incidence), harus ditentukan. Pengaturan sudut ekor persyaratan utama adalah untuk meniadakan pitching moment center of gravity pada saat cruising flight. Ini adalah persyaratan longitudinal trim dimana ekor menghasilkan gaya angkat untuk melawan semua pitching moment yang terjadi pada pesawat. Tail incidence untuk memenuhi kebutuhan desain trim requirement ketika tidak ada kontrol surface (elevator) dibelokkan. Meskipun sudut pengaturan fixed tail memenuhi hanya satu kondisi penerbangan, tetapi harus dilakukan sedemikian rupa sehingga perubahan ringan (melalui penerapan elevator) diperlukan untuk memenuhi kondisi trim pada kondisi terbang lainnya.

2.5.4 ASPECT RATIO

Aspect ratio dari ekor horizontal berpengaruh cukup besar terhadap kemiringan kurva gaya angkat sehingga berpengaruh langsung terhadap desain ekor pesawat. Ekor yang memiliki aspect ratio yang rendah dibutuhkan dengan ekor horizontal tinggi untuk menghasilkan rigiditas fin tanpa melampaui batas berat, sedangkan ekor yang memiliki aspect ratio tinggi memberikan pengaruh efektif pada sudut sideslip kecil tapi memiliki sudut stall rendah.

Pada pesawat dengan ekor tetap untuk menanggulangi stall maka dibutuhkan batas titik berat terdepan yang dipengaruhi oleh kenaikan AR_H . Apabila kondisi utama adalah kondisi diluar trim maka AR_H yang besar tidak diperlukan. Sedangkan pada ekor vertikal aspect ratio memiliki efek langsung pada kontribusi $cn\beta$ yang proportional terhadap $A_V^{1/3}$.

Aspek ratio memiliki pengaruh pada pesawat lateral yang stabilitas dan kontrol, kinerja pesawat terbang, efisiensi aerodinamis ekor, dan center of gravity nya. Sebagian besar manfaat ekor aspek ratio sangat mirip dengan manfaat sayap, tetapi dalam skala yang lebih kecil. Mirip dengan sayap, aspek rasio tail didefinisikan sebagai rasio antara tail span ke tail mean aerodynamic chord.

$$AR_t = \frac{b_t}{C_t} \quad (2.1)$$

2.5.5 TAPER RATIO

Pada umumnya nilai taper ratio yang sedang dipilih untuk mengamankan berat struktur pesawat. Selain itu pengaruh ekor vertikal pada stabilitas lateral ditunjukkan oleh taper ratio, yang dapat mengurangi berat serta meningkatkan rigiditas fin.

Tabel 2.1 Taper Ratio dan Aspect Ratio Ekor Pesawat⁴

	Horizontal Tail		Vertikal Tail	
	A	λ	A	λ
Fighter	3-4	0.2-0.4	0.6-1.4	0.2-0.4
Sail Plane	6-10	0.3-0.5	1.5-2.0	0.4-0.6
Others	3-5	0.3-0.6	1.3-2.0	0.3-0.6

Tabel 2.1 menunjukkan data-data Taper Ratio (λ) dan Aspect Ratio (A) untuk pertimbangan design ekor pesawat. Pada beberapa pesawat umumnya menggunakan ekor horizontal untaper untuk memudahkan biaya manufaktur.

2.5.6 SWEEP ANGLE

Dalam menentukan kombinasi sweep angle yang dikombinasikan dengan rasio ketebalan pada perancangan sayap akan didapatkan bentuk yang lebih tipis dan atau sweep angle yang lebih besar dari sayap. Hal ini dipilih untuk untuk mencegah terbentuknya shock pada bilangan Mach saat diving.

Untuk pesawat berkecepatan rendah kadangkala sweepback positif digunakan untuk meningkatkan lengan momen ekor dan sudut stall. Namun hal ini mengakibatkan penurunan kemiringan kurva gaya angkat.

Sweep angle pada ekor horizontal biasanya 5 derajat lebih besar dari sayap, hal ini mengakibatkan tail stall dan bilangan mach kritis ekor lebih tinggi dibanding dengan sayap. Hal ini juga mempengaruhi efektifitas dari elevator dikarenakan munculnya formasi kejut (shock formation).

Dalam aerodinamika, Critical Mach Number (MCR) dari pesawat terbang adalah jumlah Mach terendah dimana aliran udara di atas bagian manapun dari pesawat mencapai kecepatan suara.

Untuk semua pesawat udara dalam penerbangan, aliran udara (*airflow*) di sekitar pesawat tidak persis sama dengan kecepatan udara (*airspeed*) dari pesawat karena aliran udara (*airflow*) mempercepat dan memperlambat ketika mengelilingi sekitar struktur pesawat.

Pada bilangan Mach Kritis, *local airflow* di beberapa daerah di dekat badan pesawat mencapai kecepatan suara (*speed of sound*), meskipun pesawat itu sendiri memiliki kecepatan udara lebih rendah dari Mach 1,0. Hal ini menciptakan gelombang kejut lemah (*weak shock wave*). Pada kecepatan lebih cepat dari bilangan Mach Kritis, koefisien drag meningkat tiba-tiba,

menyebabkan drag meningkat secara dramatis dalam pesawat tidak dirancang untuk kecepatan transonik atau supersonik, dan perubahan aliran udara di atas permukaan kontrol penerbangan menyebabkan kerusakan mengendalikan pesawat.

Dalam pesawat tidak dirancang untuk terbang pada bilangan Mach Kritis, gelombang kejut (shock wave) pada flow over sayap dan tailplane cukup untuk stall sayap, membuat permukaan kontrol tidak efektif atau menyebabkan hilangnya kontrol .

Untuk ekor vertikal sweep angle bervariasi antara 35 hingga 55 derajat. Pada pesawat yang berkecepatan rendah memiliki sweep angle lebih dari 20 derajat, hal ini dipilih agar mendapatkan bilangan mach yang kritis di ekor yang jauh lebih besar dibandingkan dengan di sayap.

2.5.7 DIHEDRAL ANGLE

Posisi ekor relatif terhadap slipstream propeller atau efflux jet memungkinkan untuk memiringkan posisi ekor ke atas. Hal ini didapatkan dengan menggunakan sudut dihedral. Pada bentuk V-tail sudut dihedral ini artinya sama dengan sudut V dari ekor tersebut.

KARAKTERISTIK TERBANG PESAWAT *SPORT RINGAN (LSA)*

3.1 GAMBARAN UMUM PESAWAT DILA

Pesawat DILA (Dirgantara *Light Aircraft*) merupakan pesawat sport ringan yang di rancang untuk 4 orang penumpang. Perancangan horizontal *tail sizing* pada pesawat ini akan dapat mendukung stabilitas terbangnya. Analisa perancangan awal pada horizontal *tail sizing* pesawat DILA (Dirgantara *Light Aircraft*) menggunakan software Digital DATCOM.

Secara umum Digital DATCOM mampu memprediksi stabilitas, pengendalian pada fase preliminary design, karakteristik aerodinamika dasar serta turunannya, juga efek-efek dari defleksi bidang-bidang kendali dan flaps, misalnya CL , CD , CM , $C_{L\alpha}$, $C_{m\alpha}$ dll. Selain itu juga dapat memprediksi efek-efek dari sistem propulsi dan ground proximity (ground effect). Yang kemudian akan ditampilkan dalam bentuk grafik-grafik.

Dengan demikian, perancangan tail sizing menggunakan software Digital DATCOM ini diharapkan mendapatkan karakteristik terbang yang paling baik untuk menunjang pesawat DILA (Dirgantara *Light Aircraft*) secara keseluruhan.

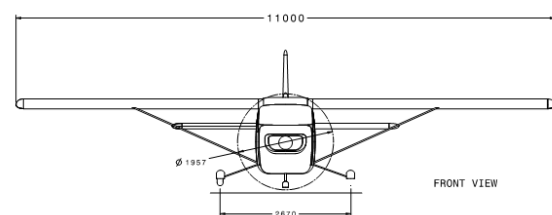
3.2 KEMAMPUAN OPERASIONAL PESAWAT DILA

Secara umum kemampuan operasional pesawat DILA (Dirgantara *Light Aircraft*) dirancang bangun sebagai berikut :

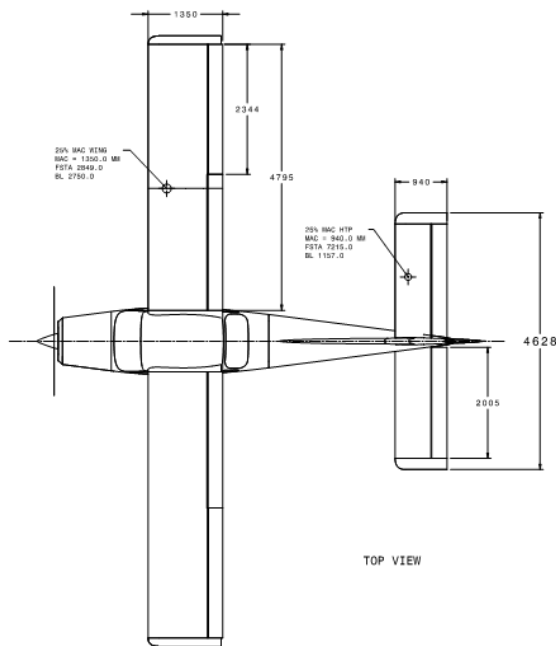
- Maksimum Take Off Weight 2560 lbs.
- Kemampuan membawa *payload* sebesar 600 lbs.
- Cruising Altitude* 8000 ft.
- Maximum Altitude* 10.000 ft.
- Cruising Speed* 131/132 kts.
- Maximum Speed* 140 kts.
- Stall Speed* 60-75 kts.

3.3 GEOMETRI PESAWAT DILA

Geometri pesawat DILA (Dirgantara *Light Aircraft*) secara umum dapat dilihat pada **Gambar 3.1** sampai **Gambar 3.3** di bawah ini :

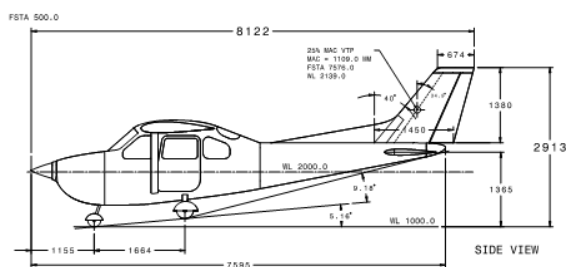


Gambar 3.1 Pesawat DILA (Dirgantara *Light Aircraft*) Tampak Depan



Gambar 3.2 Pesawat DILA




(Dirgantara Light Aircraft) Tampak Atas



Gambar 3.3 Pesawat DILA

(Dirgantara Light Aircraft) Tampak Samping

Geometri pesawat DILA selain berdasarkan gambar-gambar visual seperti yang terlihat di halaman sebelumnya yang dilihat dari berbagai sudut pandang, yaitu :

-  Tampak depan,
-  Tampak atas, dan
-  Tampak samping

Dapat dilihat juga geometri dari wing, horizontal tail, dan vertikal tail pada tabel-tabel di bawah ini yang meliputi area, span,

aspect ratio, MAC (mean aerodynamic chord), taper ratio, dll

Tabel 3.1 Geometri dari Wing

Geometri	Wing
Area (sq.m)	14.85
Span (m)	11.00
Aspect Ratio	8.15
MAC (m)	1.350
Taper Ratio (m)	1.00
Sweep at:	
Leading Edge (deg.)	0.0
C/4 (deg.)	0.00
Incidence (deg.)	0.00
Dihedral (deg.)	0.00
Root T/C (%)	15
Tip T/C (%)	15
Root Chord (mm)	1350
Tip Chord (mm)	1350
Tail Arm (mm)	N/A
Tail Vol. Coeff.	N/A
Airfoil	NACA 2415

Tabel 3.2 Horizontal Tail

Geometri	Horizontal Tail
Area (sq.m)	4.35
Span (m)	4.628
Aspect Ratio	4.92
MAC (m)	0.940
Taper Ratio (m)	1.00
Sweep at:	
Leading Edge	0.0

(deg.)	
C/4 (deg.)	0.00
Incidence (deg.)	0.00
Dihedral (deg.)	0.00
Root T/C (%)	12
Tip T/C (%)	12
Root Chord (mm)	0.940
Tip Chord (mm)	0.940
Tail Arm (mm)	4366
Tail Vol. Coeff.	0.947
Airfoil	NACA 0012

Tabel 3.3 Geometri dari Vertical Tail

Geometri	Vertical Tail
Area (sq.m)	1.465
Span (m)	1.380
Aspect Ratio	1.30
MAC (m)	1.109
Taper Ratio (m)	0.465
Sweep at:	
Leading Edge (deg.)	40.0
C/4 (deg.)	39.9
Incidence (deg.)	N/A
Dihedral (deg.)	N/A
Root T/C (%)	9
Tip T/C (%)	9
Root Chord (mm)	1450
Tip Chord (mm)	674
Tail Arm (mm)	4727
Tail Vol. Coeff.	0.042
Airfoil	NACA 0009

3.3.1 DATA INPUT KONFIGURASI PESAWAT DILA

Data konfigurasi yang dibutuhkan oleh Digital DATCOM terdiri dari 4 group, yaitu :

- i. Group 1, berisi kumpulan data yang mendefinisikan kondisi-kondisi terbang dan dimensi referensi seperti kecepatan, ketinggian, mach number, reynold number.

Tabel 3.4 FLTCON (Flight Condition)

FLTCON (Flight Condition)	
NMACH	1.0000
MACH (1)	0.2000, 0.4000
NALPHA	20.000
ALSCHD (1)	- 1.,0.,1.,2.,3.,4.,5.,6.,7.,8.,9.,10., 11.,12.,13.,14.,15.,16.,17.,18.
NALT	1.0000
ALT (1)	000.0, 3000.0

Tabel 3.5 OPTINS (Reference Parameters)

OPTINS (Reference Parameters)	
SREF	14.8500
CBARR	11.0000
BLREF	8.15000

ii. Group 2, mendefinisikan konfigurasi geometri dasar seperti fuselage, bidang sayap, dan ekor yang terlihat di **Gambar 3.4 dan 3.5** yang terdapat di lampiran gambar.

Tabel 3.6 SYNTHS (Synthesis)

SYNTHS (Synthesis)	
XCG	2.3495
ZCG	1.0000
XW	2.5115
ZW	2.7500
ALIW	0.0000
XH	4.7035
ZH	1.3650
ALIH	0.0000
XV	7.5760
ZV	2.1350
VERTUP	.TRUE

Tabel 3.7 WGPLNF (Wing Planform)

WGPLNF (Wing Planform)	
CHRDTP	1.3500
SSPNE	4.7950
SSPN	5.5100
CHRDR	1.3500
SAVSI	0.0000
CHSTAT	0.0000
TWISTA	0.0000
DHDADI	0.0000
TYPE	1.0000

Tabel 3.8 BODY

BODY	
NX	8.
X(1)	0.0000,0.4650,1.3467,2.0120,3.3620 4.1950, 6.2900,7.5950
S(1)	0.0000,0.3215,0.9156,1.2100,1.2070 0.5512, 0.1397,0.0140
ZU(1)	0.0000,0.1800,0.3800,0.7950,0.7928 0.5330, 0.5330,0.4554
ZL(1)	0.0000,-.1400,-.6000,-.6000,-.4472,- .3049, 0.1100,0.3650
BNOSE	1.0000
BLN	1.3468
BLA	6.2483

Tabel 3.9 HTPLNF (Horizontal Tail Planform)

HTPLNF (Horizontal Tail Planform)	
CHRDTP	0.9400
SSPNE	2.3140
SSPN	2.3140
CHRDR	0.9400
SAVSI	0.0000
CHSTAT	0.0000
TWISTA	0.0000
DHDADI	0.0000
TYPE	1.0000

Tabel 3.10 VTPLNF (Vertical Tail Planform)

VTPLNF (Vertical Tail Planform)	
CHRDTP	0.6740
SSPNE	1.3800
SSPN	1.3800
CHRDR	1.4500
SAVSI	40.000
CHSTAT	0.0349
TWISTA	0.0000
DHDADI	0.0000
TYPE	1.0000

iii. Group 3, mendefinisikan konfigurasi tambahan seperti engine, flaps, tabs, ground effect dan konfigurasi twin vertical tail.

Tabel 3.11 SYMFLP (Symetric Flap)

SYMFLP (Symetric Flap)	
NDELTA	7.000
DELTA	-30.,-20.,-10.,0.,10.,20.,30.,
PHETE	0.0665
CHRDFI	0.293
CHRDFO	0.293
SPANFI	0.050
SPANFO	2.010
NTYPE	1.000
PHETEP	0.0756
FTYPE	1.000

iv. Group 4, mengendalikan eksekusi dari CASE dan memilih/menampilkan

secara detail airfoil, kondisi trim, dynamic stability coefficient dan lain-lain.

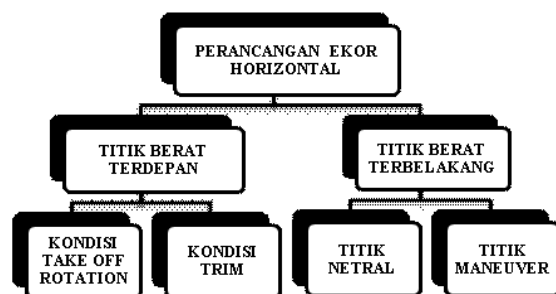
PERANCANGAN HORIZONTAL TAIL SIZING

4.1 TAHAPAN PERANCANGAN EKOR HORIZONTAL

Pada awal proses perancangan ekor horizontal pesawat DILA (Dirgantara Light Aircraft) ini akan dilakukan pemilihan awal terhadap konfigurasi ekor, lokasi ekor pada pesawat, serta parameter-parameter geometri ekor penting. Konfigurasi ekor horizontal ini haruslah mampu pada kondisi kritis pesawat,yaitu:

- Posisi titik berat pesawat berada paling depan
- Posisi titik berat pesawat berada paling belakang

Proses perancangan pada ekor horizontal pesawat DILA (Dirgantara Light Aircraft) dapat dilihat pada **Gambar 4.1** seperti yang terlihat di bawah ini:



GAMBAR 4.1 Bagan Proses Perancangan Ekor Horizontal Pesawat DILA

Dalam melakukan tahap design sangatlah perlu untuk memperhatikan regulasi-regulasi yang berlaku seperti:

❖ JAR 25.27: *Center of gravity limits*

The extreme forward and the extreme aft center of gravity limitations must be established for each practicably separable operating condition.

No such limits may lie beyond:

- (a) The extremes selected by the applicant,*
- (b) The extremes within which the structure is proven, or*
- (c) The extremes within which compliance with each applicable flight requirement is shown.*

❖ JAR 25.143 : *General*

(a) The airplane must be safely controllable and maneuverable during:

- (1) Take-off*
- (2) Climb*
- (3) Level flight*
- (4) Descent*
- (5) Landing*

(b) It must be possible to make a smooth transition from one flight conditions without exceptional piloting skill, alertness, or strength, and without danger of exceeding the airplane limit-load factor under any probable operating conditions including:

- (1) The sudden failure of the critical engine*

(2) Configuration changes, including deployment or retraction of deceleration devices.

4.2 PERANCANGAN EKOR HORIZONTAL

Pada perancangan ekor pesawat horizontal dipengaruhi oleh penentuan ukuran volume ekor. Hal ini turut dipengaruhi oleh kemampuan ekor pesawat dalam menghadapi kondisi kritisnya, yakni posisi titik berat pesawat berada paling depan, dan posisi titik berat pesawat berada paling belakang.

Oleh karena itu hubungan antara titik berat pada pesawat terhadap volume ekor horizontalnya akan digambar pada kurva yang kemudian di analisa untuk mendapatkan hasil rancangan yang terbaik.

4.2.1 TITIK BERAT TERDEPAN

Dalam menentukan posisi titik berat terdepan pada pesawat maka haruslah memperhatikan:

- ❖ High pitch down moment
- ❖ Dibutuhkan untuk high Trimmable Horizontal Stabilizer (THS) counter moment
- ❖ $Lift = Weight + THS \text{ counter force}$
- ❖ Stall speed tinggi

Selain itu juga diperhatikan dalam beberapa kondisi:

- Kondisi take-off rotation

Pada kondisi ini pesawat haruslah mampu merotasikan pesawat sebesar α_{TO} terhadap roda utama (*main landing gear*) pada kecepatan V_{TO} .

➤ Kondisi trim

Pada kondisi ini drag yang dihasilkan ketika trim pada pesawat diharapkan tidak melebihi total drag agar tidak berpengaruh terhadap prestasi terbangnya.

4.2.1.1 KONDISI TAKE OFF ROTATION

Kondisi ini dapat dilihat pada **Gambar 4.2** di bawah ini:

Gambar 4.2 Kondisi Take Off Rotation

Berdasarkan gambar di atas, maka untuk mencapai kesetimbangan pada sumbu X terdapat beberapa variabel yang turut berpengaruh yaitu:

❖ Drag dari wing dan fuselage

$$D_{WB} = C_{D_{WB}} \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_W \tag{4.1}$$

Dimana:

- D_{WB} = Drag pada Wing Body
- $C_{D_{WB}}$ = Konstanta drag pada Wing Body
- ρ = Density udara
- v = Kecepatan pesawat
- S_W = Referensi area wing

❖ Drag dari ekor horizontal

$$D_H = C_{D_H} \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_H \tag{4.2}$$

Dimana:

- D_H = Drag pada ekor horizontal
- C_{D_H} = Konstanta drag pada ekor horizontal
- ρ = Density udara
- v = Kecepatan pesawat
- S_H = Referensi area ekor horizontal

❖ Thrust, menggunakan engine **Lycoming 180HP**

$$T_{x-Eng} = T_{Eng} \cos \alpha \tag{4.3}$$

❖ Gaya gesek antara roda terhadap lintasan

$$F_S = \mu \cdot (W - T_Z - C_{L_{WB}} \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_W - C_{L_H} \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_H) \tag{4.4}$$

Dimana:

- F_S =Gaya gesek antara roda terhadap lintasan
- μ = Koefisien gesek landasan
- W = Berat pesawat
- T_Z = Thrust engine arah z
- $C_{L_{WB}}$ = Konstanta lift pada Wing Body
- ρ = Density udara
- v = Kecepatan pesawat
- S_W = Referensi area wing
- S_H = Referensi area ekor horizontal

Maka, kesetimbangan sumbu X adalah:

$$\begin{aligned} \sum F_X &= T_{X_{ENG}} - C_{D_{WB}} q S_W \\ &\quad - \mu [W - C_{L_{WB}} q S_W \\ &\quad - C_{L_H} q_H S_H - T_{Z_{ENG}}] \\ &\quad - C_{D_H} q_H S_H \end{aligned} \tag{4.5}$$

Selain kesetimbangan sumbu X, kesetimbangan pada sumbu Y juga haruslah diperhatikan agar pesawat tetap stabil. Seperti halnya sumbu X, kesetimbangan pada sumbu Y juga dipengaruhi oleh beberapa variabel yaitu:

- ❖ Gaya angkat pada wing dan fuselage

$$L_{WB} = C_{L_{WB}} \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_W \tag{4.6}$$

Dimana:

- L_{WB} = Lift pada Wing Body
- $C_{L_{WB}}$ = Konstanta lift pada Wing Body
- ρ = Density udara
- v = Kecepatan pesawat
- S_W = Referensi area wing

- ❖ Gaya angkat pada ekor horizontal

$$L_H = C_{L_H} \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_H \tag{4.7}$$

Dimana:

- L_H = Lift pada ekor horizontal
- C_{L_H} = Konstanta lift pada Wing Body
- ρ = Density udara
- v = Kecepatan pesawat
- S_H = Referensi area ekor horizontal

- ❖ Berat pesawat

W = Berat pesawat

- ❖ Gaya dorong dari engine

$$T_{Z-Eng} = T_{Eng} \sin \alpha \tag{4.8}$$

Maka kesetimbangan sumbu Y adalah:

$$\begin{aligned} \sum F_Y &= C_{L_{WB}} \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_W - W \\ &\quad + T_{Z-ENG} \\ &\quad + C_{L_H} \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S_H \end{aligned} \tag{4.9}$$

Total moment di main landing gear adalah:

$$\begin{aligned} \sum F^* arm + C_{M_{WB.25c}} q S c &= I_{YY_{GEAR}} \ddot{\theta} \\ -T_{X_{ENG}} (Z_E - Z_{Cg}) + C_{D_{WB}} q S_W c (Z_{ac} - Z_{Cg}) \\ &\quad - \mu [W - C_{L_{WB}} q S_W \\ &\quad - C_{L_H} q_H S_H - T_{Z_{ENG}}] (Z_{Cg}) \\ &\quad + C_{D_H} q \frac{S_H}{S_W} c (Z_H) \\ &\quad + C_{L_{WB}} q S_W c (X_G - X_{ac}) \\ &\quad - C_{L_H} q \frac{S_H}{S_W} c (X_H - X_G) \\ &\quad + T_{Z_{ENG}} (X_E + X_G) \\ &\quad - W (X_G - X_{Cg}) \\ &\quad + C_{M_{WB.25c}} q S c = I_{YY_{GEAR}} \ddot{\theta} \end{aligned} \tag{4.10}$$

Dimana :

$$W = q \cdot S_w \cdot C_{L^*} \tag{4.11}$$

$$\eta_H = \frac{q_H}{q} \tag{4.12}$$

$$V_H = \frac{S_H l_{H_0}}{S_{WC}} = \frac{S_H(X_H - X_{ac})}{S_{WC}} \tag{4.13}$$

$$\frac{S_H}{S_{WC}} = \left(\frac{V_H}{X_H - X_{ac}} \right) \tag{4.14}$$

Sehingga,

$$\begin{aligned} & [-C_{LH}(X_H - X_G - \mu Z_{Cg}) \\ & + C_{DH}(Z_H \\ & - Z_{Cg})] \frac{\eta_H V_H}{(X_H - X_{ac})} \\ & - T_{X_{ENG}}(Z_E - Z_{Cg}) \\ & + T_{Z_{ENG}}(X_E + X_G + \mu Z_{Cg}) \\ & + C_{LWB} q S_{WC}(X_G - X_{ac} \\ & + \mu Z_{Cg}) \\ & + C_{DWB} q S_{WC}(Z_{ac} - Z_{Cg}) \\ & - W(X_G - X_{Cg} + \mu Z_{Cg}) \\ & + C_{MWB.25c} q S_{WC} = I_{YY_{GEAR}} \ddot{\theta} \end{aligned} \tag{4.15}$$

Maka hubungan antara posisi CG dan volume ekor horizontal pada kondisi Take Off Rotation persamaannya menjadi:

$$\begin{aligned} X_{Cg} = & \left[\frac{C_{LH}}{C_L^*} \{X_H - X_G - \mu Z_{Cg}\} \right. \\ & - \left. \frac{C_{DH}}{C_L^*} (Z_H - Z_{Cg}) \right] \frac{\eta_H V_H}{X_H - X_{ac}} \\ & - \frac{C_{LWB}}{C_L^*} (X_G - X_{ac} + \mu Z_{Cg}) \\ & - \frac{C_{DWB}}{C_L^*} (Z_{ac} - Z_{Cg}) \\ & + \frac{T_{X_{ENG}}}{W} (Z_E - Z_{Cg}) \\ & - \frac{T_{Z_{ENG}}}{W} [(X_G - X_E) + \mu Z_{Cg}] \\ & + X_G + \mu Z_{Cg} - \frac{C_{MWB.25c}}{C_L^*} \\ & + \frac{I_{YY_{GEAR}} \ddot{\theta}}{Wc} \end{aligned} \tag{4.15}$$

Dimana kondisi Take Off Rotation adalah sebagai berikut:

- ❖ Berat pesawat

= Maximum Take Off Weight

- ❖ Kecepatan terbang

$$= \sqrt{\frac{4}{3}} V_{TO}$$

- ❖ Sudut serang pesawat

$$= 0^0$$

- ❖ Ketinggian terbang

= Di permukaan laut (0 km di atas permukaan laut)

- ❖ Percepatan pitch pesawat

= 5 rad/detik

- ❖ Koefisien gesek landasan, μ

= 0,04 (beraspal)

Nilai dari koefisien gesek landasan berbeda-beda tergantung dari jenis landasan pacunya, seperti yang dapat dilihat pada **Tabel 4.1** dibawah ini:

Tabel 4.1 Koefisien Gaya Gesek Pada

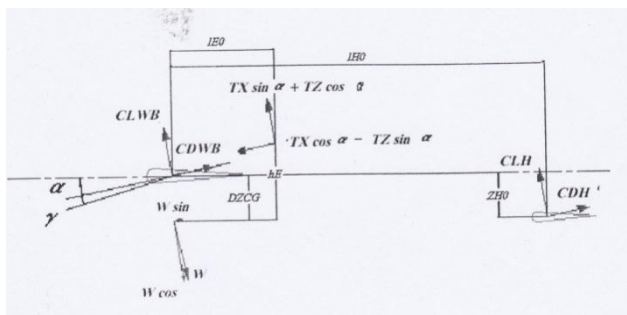
type of terrain	Concrete (beton)	Asphalt (aspal)	Hard Turf	Short Grass	Long Grass	Firm Dirt
Wheel-ground friction Coef	0.03-0.04	0.04-0.05	0.05	0.05-0.07	0.07-0.1	0.04-0.06

Berbagai Landasan Pacu.⁴

Persamaan di atas dapat diselesaikan dengan menggunakan data geometri pesawat DILA (Dirgantara Light Aircraft) yang sebelumnya telah dijelaskan di Bab III. Hasil perhitungannya akan didapatkan **Grafik 4.1** yang memperlihatkan gambaran hubungan antara luas ekor terhadap posisi titik berat pesawatnya. **Grafik 4.1** ini dapat dilihat di **Sub Bab 4.3 Analisa Hasil Rancangan Ekor Horizontal**.

4.2.1.2 KONDISI TRIM

Kondisi ini dapat dilihat pada **Gambar 4.3** di bawah ini:



Gambar 4.3 Kondisi Trim

Pada kondisi trim, maka total momen adalah:

$$\sum M = 0 \tag{4.16}$$

$$\ddot{x} = 0 \tag{4.17}$$

dan,

$$\sum M_{CG} = \Delta M_{WB} + \Delta M_E + \Delta M_H \tag{4.18}$$

Dimana:

$$\begin{aligned} \Delta C_{M_{WB}Cg} &= C_{M_{WB}.25c} \\ &+ (C_{L_{WB}} \cos \alpha \\ &+ C_{D_{WB}} \sin \alpha)(X_{Cg} - 0.25) \\ &+ (C_{L_{WB}} \sin \alpha \\ &+ C_{D_{WB}} \cos \alpha)\left(\frac{\Delta Z_{Cg}}{c}\right) \end{aligned} \tag{4.19}$$

$$\Delta C_{M_H} = -(C_{L_H} \cos \alpha)V_H + (C_{D_H} \frac{S_H Z_H}{S_C}) \cos \alpha \tag{4.20}$$

$$\Delta C_{M_E} = \left[\frac{-T_{X_{ENG}} h_{E_0} + T_{Z_{ENG}} l_{E_0}}{q S c} \right] \tag{4.21}$$

Berdasarkan gambar di atas, maka akan didapatkan rumus persamaan. Sehingga persamaan akhir untuk kondisi trim adalah:

$$\begin{aligned} X_{Cg} &= [A + B]V_H + 0.25 - \left(\frac{C_{M_{WB}.25c}}{C_L^*}\right) - C \\ &- D + E \end{aligned} \tag{4.22}$$

Dimana:

$$A = \frac{C_{L_H}}{C_L^*} \left[\cos \alpha + \left(\frac{Z_{H_0} + \Delta Z_{Cg}}{l_{H_0}}\right) \sin \alpha \right]$$

(4.23)

$$B = \frac{C_{DH}}{C_L^*} \left[\sin \alpha + \left(\frac{Z_{H0} + \Delta Z_{cg}}{l_{H0}} \right) \cos \alpha \right]$$

(4.24)

$$C = \frac{T_{X_{ENG}}}{W'} \left(\frac{\Delta Z_{cg} - h_{E0}}{c} \right)$$

(4.25)

$$D = \frac{T_{Z_{ENG}}}{W'} (0.25 + X_E)$$

(4.26)

$$E = \tan(\gamma + \alpha) \left(\frac{\Delta Z_{cg}}{c} \right)$$

(4.27)

$$C_L^* = C_L^* \cos(\gamma + \alpha)$$

(4.28)

$$W' = W \cos(\gamma + \alpha)$$

(4.29)

$$\gamma = \arcsin \left[\frac{T_{X_{ENG}}}{W} \cos \alpha - \frac{T_{Z_{ENG}}}{W} \sin \alpha - \frac{C_{DWB}}{C_L^*} - \frac{C_{DH}}{C_L^*} \frac{c}{l_{H0}} V_H \right]$$

(4.30)

Dimana kondisi landing approach adalah aplikasi dari basic trim kriteria pada pesawat ketika landing approach. Hal ini berarti **Persamaan 4.22** digunakan untuk konfigurasi landing approach dengan asumsi sebagai berikut:

- ❖ Berat pesawat
= Maximum Landing Weight
- ❖ Kecepatan terbang
= 1.3 V_{Stall}
- ❖ Sudut serang pesawat
= 10⁰
- ❖ Ketinggian terbang

= 0 km di atas permukaan laut

- ❖ Sudut gamma
= Rumus pada **Persamaan 4.30**

Sedangkan untuk kondisi stall adalah aplikasi dari basic kriteria untuk pesawat pada saat stall. Hal ini berarti **Persamaan 4.22** digunakan untuk kondisi stall. Pada kondisi V_{min}(C_{lmax}) pada forward cg. Kondisi paling kritis stall pada saat landing dengan keadaan semua engine failure.

Untuk input data pada **Persamaan 4.22** dengan asumsi:

- ❖ Berat pesawat
= Maximum Take Off Weight
- ❖ Kecepatan terbang
= V_{Stall}
- ❖ Sudut serang pesawat
= 10⁰
- ❖ Ketinggian terbang
= 0 km di atas permukaan laut
- ❖ Sudut gamma
= 0⁰

4.2.2 TITIK BERAT TERBELAKANG

Dalam menentukan posisi titik berat terbelakang pada pesawat dipengaruhi oleh titik netral dan titik maneuver-nya. Dalam melakukan proses desain haruslah mengacu pada regulasi-regulasi yang berlaku seperti **FAR JAR**, khususnya untuk menentukan posisi

titik berat terbelakang *stick force gradient* dapat dilihat di **FAR JAR 173**. yang berisikan bahwa 1lb/6 kts untuk nilai terkecilnya :

“The average gradient of the stable slope of the stick force versus speed curve may not be less than 1 pound for each 6 knots”

$$\frac{\partial F_E}{\partial V} \geq \frac{1 \text{ lb}}{6 \text{ kts}} \tag{4.31}$$

Selain itu juga perlu diperhatikan:

- ❖ Small pitch down moment
- ❖ Dibutuhkan untuk small Trimmable Horizontal Stabilizer (THS) counter moment
- ❖ Lift = Weight + THS counter force
- ❖ Stall speed lebih kecil dibandingkan dengan forward center of gravity (c.g)

Apabila posisi titik berat terbelakangnya berada dibelakang atau tepat di posisi titik netralnya, maka pesawat pada umumnya dinilai tidak stabil secara statis ataupun dinamis.

Oleh karena itu dalam menentukan ukuran ekor horizontal haruslah dapat menghasilkan momen yang dapat menjaga agar posisi titik berat terbelakangnya tidak melewati baik titik netral ataupun titik maneuver-nya.

4.2.2.1 TITIK NETRAL

Menentukan titik netral merupakan salah satu kriteria design untuk menentukan titik terbelakang.

Untuk menyelesaikan requirement tersebut dibutuhkan static margin (Xnp-Xcg) selama terbang, yang dikombinasikan dengan design Flight Control System. Pada static margin 5% MAC.

$$\frac{\partial F_E}{\partial V} = \frac{\Delta F_E}{\Delta \delta_e} \frac{\Delta \delta_e}{\Delta C_M} \frac{\Delta C_M}{\Delta C_L} \frac{\Delta C_L}{\partial V} \tag{4.32}$$

Dimana:

$$\frac{\Delta C_M}{\Delta C_L} = \left(\frac{C_{M\alpha}}{C_{L\alpha}}\right)_{cg} = \left(\frac{X_{Cg}}{c} - \frac{X_{NP}}{c}\right) \tag{4.33}$$

Sehingga,

$$\frac{X_{NP}}{c} = \frac{X_{Cg}}{c} - \left(\frac{C_{M\alpha}}{C_{L\alpha}}\right)_{cg} \tag{4.34}$$

$$\frac{X_{NP}}{c} = \frac{X_{REF}}{c} - \left(\frac{C_{M\alpha}}{C_{L\alpha}}\right)_{REF} \tag{4.35}$$

$$\frac{X_{NP}}{c} = 0.25 - \left(\frac{C_{M\alpha}}{C_{L\alpha}}\right)_{0.25c} \tag{4.35}$$

$$\begin{aligned} &\frac{X_{NP}}{c} \\ &= 0.25 - \left\{ \frac{C_{M\alpha_{WB}} - C_{L\alpha_H} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) V_H}{C_{L\alpha_{WB}} + \frac{V_H}{I_H} C_{L\alpha_H} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right)} \right\}_{0.25c} \end{aligned} \tag{4.36}$$

Persamaan 4.36 di atas akan dihitung

pada kondisi:

- ❖ Berat pesawat
= Maximum Take Off Weight
- ❖ Kecepatan terbang
= Kecepatan rendah dan tinggi
- ❖ Sudut serang pesawat
= 10^0
- ❖ Ketinggian terbang
= 0 km di atas permukaan laut

4.2.2.2 TITIK MANEUVER

Persamaan di bawah ini digunakan untuk mengestimasi titik maneuver stick-fixed.

$$\frac{F_E}{g} = \frac{\Delta F_E}{\Delta \delta_e} \frac{\Delta \delta_e}{\Delta n_z} \tag{4.37}$$

Selama design awal, minimum $\delta e/g$ sangat diperhatikan.

$$\frac{\Delta \delta_e}{\Delta n_z} = \frac{W}{0.5\rho V^2 S_W} \left\{ \frac{C_{M_\alpha}}{C_{L_\alpha}} + \frac{C_{M_q}}{W} \frac{g}{V} \right\} Cg \tag{4.38}$$

$$\frac{X_{NP}}{c} = \frac{X_{Cg}}{c} - \left\{ \frac{C_{M_\alpha}}{C_{L_\alpha}} \right\} Cg \tag{4.39}$$

$$\left\{ \frac{C_{M_\alpha}}{C_{L_\alpha}} \right\} Cg = \frac{X_{Cg}}{c} - \frac{X_{NP}}{c}$$

$$\tag{4.40}$$

$$\frac{\Delta \delta_e}{\Delta n_z} = \frac{W}{0.5\rho V^2 S_W} \left\{ \frac{X_{Cg}}{c} - \frac{X_{NP}}{c} + \frac{C_{M_q}}{W} \frac{g}{V} \right\} Cg \tag{4.41}$$

$$\Rightarrow \frac{\Delta \delta_e}{\Delta n_z} = 0, \quad \frac{X_{Cg}}{c} = \frac{X_{MP}}{c} \tag{4.42}$$

$$\frac{X_{MP}}{c} = \frac{X_{NP}}{c} - \frac{C_{M_q}}{W} \frac{g}{0.5\rho V^2 S_W} \tag{4.43}$$

$$C_{M_q} = -C_{L_{\alpha H}} V_H \frac{l_H}{V} \tag{4.44}$$

$$\frac{X_{MP}}{c} = \frac{X_{NP}}{c} - \frac{-C_{L_{\alpha H}} V_H \frac{l_H}{V} g}{0.5\rho V^2 S_W} \tag{4.45}$$

Dan,

$$\frac{X_{MP}}{c} = \frac{X_{NP}}{c} + 0.5\rho g S_W \frac{l_H}{W} C_{L_{\alpha H}} V_H \tag{4.46}$$

Dari persamaan di atas menunjukkan bahwa titik maneuver stick-fixed berada di belakang titik netral stick-fixed dan jarak antara kedua titik seiring bertambahnya ketinggian maka akan semakin berkurang.

Persamaan 4.46 di atas akan diselesaikan dengan kondisi:

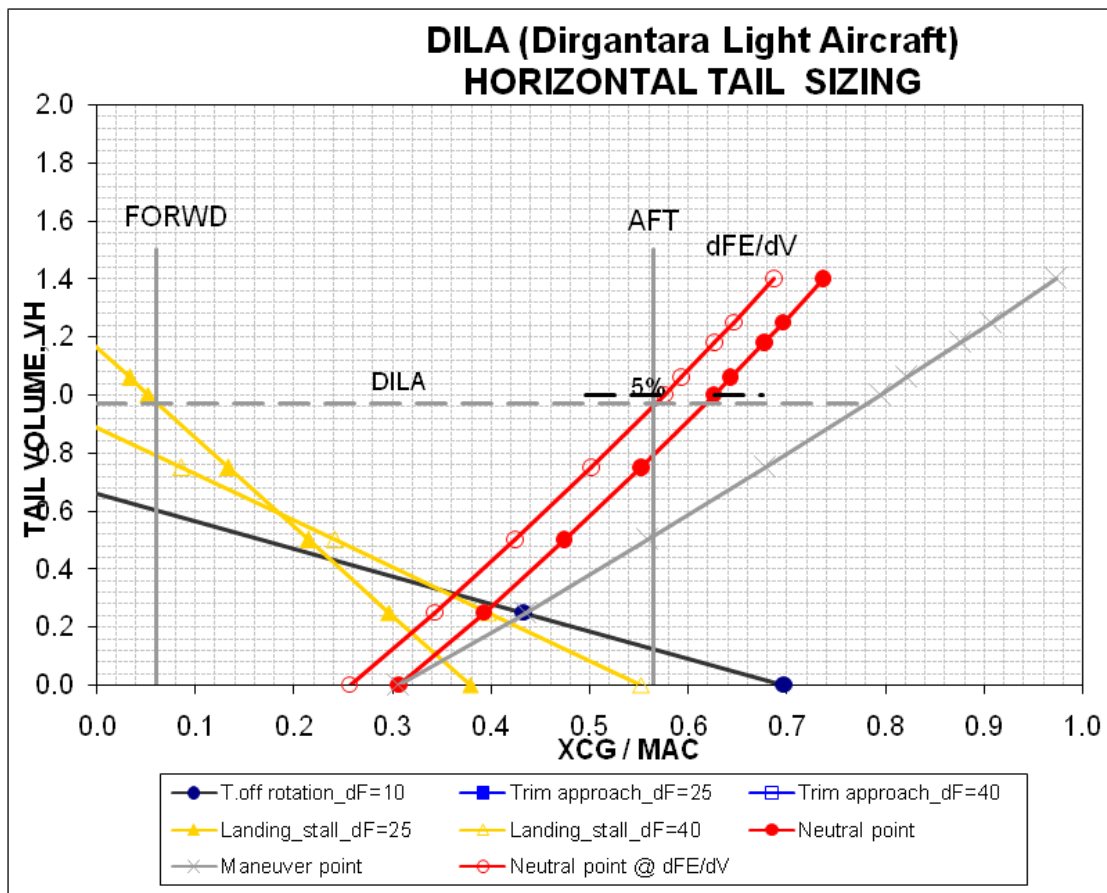
- ❖ Berat pesawat
 - = Maximum Take Off Weight
- ❖ Kecepatan terbang
 - = Kecepatan jelajah dan jelajah maksimal
- ❖ Sudut serang pesawat
 - = Bervariasi
- ❖ Ketinggian terbang
 - = Bervariasi

4.3 ANALISA HASIL RANCANGAN EKOR HORIZONTAL

Untuk dapat mengetahui hasil rancangan dari ekor horizontal maka dilakukan melalui kurva gunting. Melalui

kurva gunting akan menunjukkan rasio ukuran ekor yang optimal yang dapat memenuhi tuntutan perancangan yang tertera pada regulasi umum yang dipakai.

Dari hasil perhitungan dengan menggunakan persamaan-persamaan di atas maka diperoleh bentuk kurva gunting pada **Grafik 4.1** dimana kurva tersebut merupakan acuan sebagai batasan untuk mendesain luas ekor horizontal. Dalam menentukan area yang dianggap valid untuk memenuhi kestabilan pesawat apabila daerah sebelah kiri kurva maneuver point dan neutral point. Sedangkan sebelah kanan kurva take-off rotation, stall, dan landing approach. Untuk lebih jelas maka kurva gunting 4.1 sebagai berikut :



Berdasarkan grafik di atas maka dapat dilihat pada tail volume 0.96992144 maka Xcg range:

- Forward c.g. 0.06 m
- Aft c.g 0.564 m

Sehingga center of gravity memiliki range yang cukup luas pada tail volume 0.96992144.

Titik maneuver dan titik netral tidak saling berhimpit, sehingga pesawat dapat dikatakan memiliki kemampuan maneuver. Saat titik beratnya ada di belakang titik netral, bidang kendali permukaan pesawat dapat berfungsi untuk mengendalikan stabilitas terbangnya.

Jarak antara batas terdepan dan terbelakang dari titik berat pesawat adalah 0.504 m. Sedangkan harga 1.5 sampai dengan 2% lh dinyatakan baik untuk pesawat tipe transport. Karena 2% lh pesawat DILA (Dirgantara Light Aircraft) sama dengan 0.08936 m, maka ukuran ekor yang dipilih untuk pesawat ini tidak dapat memenuhi kriteria tersebut. Selain itu juga pada tail volume 0.96992144 memiliki c.g range yang terlalu lebar.

Berdasarkan hasilnya belum optimal maka perancangan horizontal tail pada pesawat DILA (Dirgantara Light Aircraft) dapat kembali ke proses awal lagi, yaitu menentukan bentuk dan ukuran ekor horizontal yang dapat memenuhi tuntutan perancangan.

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1. KESIMPULAN

Pada perhitungan pesawat DILA (Dirgantara Light Aircraft) diperoleh parameter seperti volume ekor horizontal terhadap Xcg pada berbagai kondisi Take Off Rotation, kondisi Trim Landing Approach dan Stall, serta titik netral dan titik maneuvernya. Hasil perhitungan tersebut dapat menentukan titik terdepan dan titik terbelakangnya agar pesawat dapat terbang dengan stabil .

Perlu diingat bahwa, hasil perhitungan ini dapat dilakukan berulang-ulang selama proses desain apabila dirasakan hasil perhitungan kurang optimal. Selain itu juga dapat dikarenakan pada tahap proses desain selanjutnya tidak terjadinya sinkronisasi cg range terhadap rancangan secara keseluruhan yang dapat mengakibatkan pesawat tidak stabil.

Konfigurasi ekor pada pesawat DILA (Dirgantara Light Aircraft) adalah konfigurasi konvensional. Dengan dimensi akhir rancangan ekor untuk pesawat DILA adalah sebagai berikut:

Geometri	Horizontal Tail	Satuan
Area (sq.m)	4.35	m ²
Span (m)	4.628	m
Aspect Ratio	4.92	
MAC (m)	0.940	m
Taper Ratio	1.00	

Sweep at:		
Leading Edge (deg.)	0.0	deg
C/4 (deg.)	0.00	deg
Incidence (deg.)	0.00	deg
Dihedral (deg.)	0.00	deg
Root T/C (%)	12	%
Tip T/C (%)	12	%
Root Chord (mm)	0.940	mm
Tip Chord (mm)	0.940	mm
Tail Arm (mm)	4366	mm
Tail Vol. Coeff.	0.947	
Airfoil	NACA 0012	

Prestasi ekor pada tail volume 0.96992144:

- Batas titik berat terdepan adalah 0.06 m.
- Batas titik berat terbelakang adalah 0.564 m.
- Titik manuver dan titik netral tidak saling berhimpit, sehingga pesawat dapat dikatakan memiliki kemampuan manuver.
- Jarak titik berat terdepan dan terbelakang adalah 0.504 m.

Karena batas titik terbelakang antara 1.5 sampai dengan 2% dianggap baik, maka hasil perancangan ekor horizontal tidak dapat memenuhi syarat tersebut. Namun demikian jarak antara titik terdepan dan terbelakangnya yang tidak saling berhimpit. Sehingga stabilitas terbang pesawat DILA dapat dikendalikan apabila telah melewati titik netralnya.

5.2. SARAN

Dalam proses perhitungan dari desain horizontal tail sangat diperlukan ketelitian dari seorang desainer karena perubahan pada satu variabel akan mempengaruhi variabel lainnya.

Distribusi massa pesawat perlu dikaji ulang untuk mendapatkan hasil yang lebih baik. Namun demikian posisi dari titik netral dan titik manuver yang tidak saling berhimpit menyebabkan pesawat mampu untuk mengendalikan stabilitas terbangnya.

Selain itu juga, efektifitas aerodinamika dari bentuk dan geometri ekor perlu diuji lebih mendalam mengingat pembahasan mengenai bentuk ekor pada tugas akhir ini belum mendetail dari sudut pandang aerodinamikanya.

Dari segi struktur juga perlu diperhatikan dan dipelajari secara mendalam guna memastikan ekor tidak mengalami pembebanan yang berlebih. Maka penulis mengharap kritik dan sarannya agar naskah skripsi saya menjadi lebih baik.

DAFTAR PUSTAKA

Daniel P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach.

Mohammad sadraey, Tail Design.
Daniel Webster College.