

ANALISIS KESTABILAN STATIK MEMBUJUR PESAWAT TERBANG RINGAN

Shuhaimi Mansor
Jabatan Aeronautik dan Automotif
Fakulti Kejuruteraan Mekanikal
Universiti Teknologi Malaysia

ABSTRAK

Sebuah pesawat terbang ringan telah direka bentuk oleh kumpulan penyelidik Aeronautik, Fakulti Kejuruteraan Mekanikal, Universiti Teknologi Malaysia. Tujuan kertas kerja ini adalah untuk membentangkan hasil analisis kestabilan statik membujur pesawat terbang setelah beberapa pengubahsuaian dilakukan terhadap spesifikasi asal pesawat semasa pembinaan. Analisis ini akan memberikan maklumat berkenaan ciri-ciri kestabilan statik membujur seperti titik neutral, jidar statik, sudut naik dan sudut serang pesawat semasa dalam keseimbangan. Ciri-ciri kestabilan statik membujur pesawat telah dinilai untuk keadaan trim yang berbeza seperti pada kedudukan pusat graviti dan kelajuan yang berlainan. Analisis telah dilakukan menggunakan perisian MathCAD untuk menyelesaikan persamaan serentak bagi mendapatkan parameter-parameter yang diperlukan. Hasil analisis dibentangkan dan graf-graf yang berkaitan juga diplotkan beserta kesimpulan dan perbincangan.

1.0 PENGENALAN

Kestabilan statik membujur pesawat terbang merupakan ciri asas yang penting untuk menilai kestabilan pesawat. Kajian ini perlu untuk memastikan pesawat mempunyai keupayaan untuk kembali semula kepada keseimbangan setelah menerima gangguan. Setelah melakukan beberapa perubahan terhadap struktur dan konfigurasi asal pesawat di atas sebab-sebab masalah proses pembuatan, maka didapati gayalaku dan kestabilan pesawat telah berubah [1, 2]. Pengaruh kedudukan pusat graviti terhadap kestabilan pesawat dianalisis pada kelajuan 60 km/j (halaju tegun pesawat) hingga 130 km/j (halaju maksimum pesawat). Daya dan momen yang terlibat dianalisis secara statik untuk memperolehi persamaan keseimbangan terhadap pusat graviti pesawat. Penyelesaian persamaan serentak digunakan untuk pesawat mencapai keseimbangan statik. Sudut serang pesawat dan sudut naik akan ditentukan supaya pesawat mencapai keseimbangan pada halaju, pusat graviti dan aras ketinggian tertentu. Untuk memudahkan analisis, paksi jasad digunakan sebagai paksi rujukan terhadap leraian daya-daya yang bertindak terhadap pesawat. Manakala momen-momen diambil terhadap pusat graviti pesawat.

Analisis telah dilakukan menggunakan perisian Mathcad untuk menyelesaikan persamaan serentak bagi mendapatkan parameter-parameter yang diperlukan. Keputusan analisis dan graf yang berkaitan juga diplot supaya keputusan dan komen boleh dibuat.

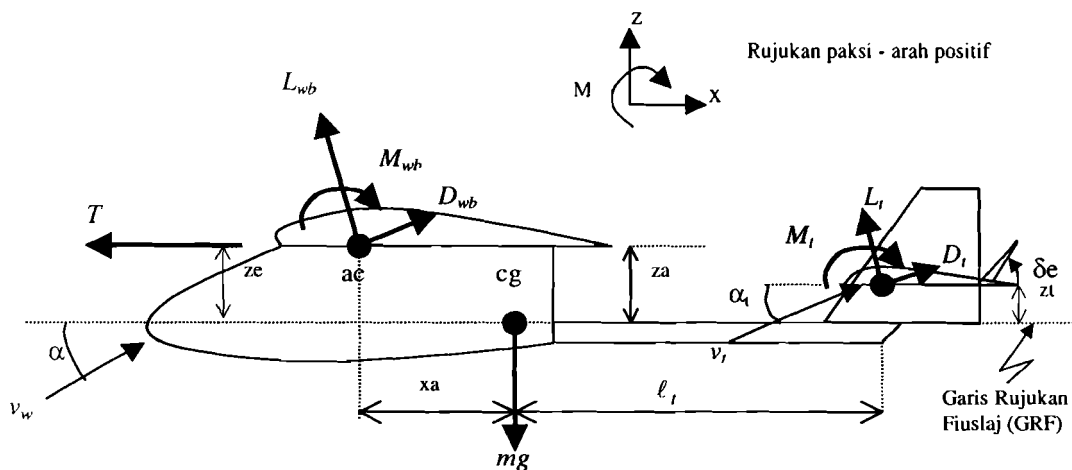
2.0 PENYELESAIAN PERSAMAAN STATIK MEMBUJUR

Merujuk kepada konfigurasi pesawat, kedudukan daya-daya dan momen yang bertindak terhadap pesawat dapat digambarkan seperti Rajah 1. Persamaan statik pesawat diperolehi dari keseimbangan paduan daya $\Sigma F_x=0$, $\Sigma F_z=0$ dan momen melalui pusat graviti $\Sigma M_{cg}=0$. Paksi-x adalah dalam arah garis rujukan fuislaj (positif ke belakang). Manakala paksi-z adalah pada satah normal terhadap arah garis rujukan fuislaj. Persamaan-persamaan keseimbangan statik dalam satah rujukan Rajah 1 adalah seperti berikut:

$$\Sigma F_x=0; \quad -L_{wb} \sin \alpha + D_{wb} \cos \alpha - L_t \sin \alpha_t + D_t \cos \alpha_t - T = 0 \quad (1)$$

$$\Sigma F_z=0; \quad L_{wb} \cos \alpha + D_{wb} \sin \alpha + L_t \cos \alpha_t + D_t \sin \alpha_t - mg = 0 \quad (2)$$

$$\Sigma M_{cg} = 0; \quad M_{wb} + M_t - T z_e = 0 \quad (3)$$



Rajah 1 Rajah badan bebas pesawat dalam penerbangan mantap

Persamaan (1), (2) dan (3) dapat diselesaikan secara penyelesaian serentak untuk mendapatkan nilai-nilai sudut serang α , sudut penaik dan sudut penaik δ_e yang diperlukan oleh pesawat dalam keadaan keseimbangan. Pesawat akan cuba diseimbangkan pada kelajuan, aras ketinggian dan kedudukan pusat graviti yang berbeza. Maklumat data aerodinamik dan konfigurasi asas pesawat perlu ditentukan dahulu sebelum analisis ini dapat dilakukan. Parameter aerodinamik persamaan (1), (2) dan (3) boleh dikembangkan seperti berikut:

$$L_{wb} = \frac{1}{2} \rho v_w^2 S_w [C L_{o_{wb}} + C L_{\alpha_{wb}} \alpha] \quad (4)$$

$$D_{wb} = \frac{1}{2} \rho v_w^2 S_w [C D_o + K_w (C L_{o_{wb}} + C L_{\alpha_{wb}} \alpha)^2] \quad (5)$$

$$L_t = \frac{1}{2} \rho v_t^2 S_t [C L_{\alpha_t} \alpha_t + C L_{\delta_e} \delta_e] \quad (6)$$

$$D_t = \frac{1}{2} \rho v_t^2 S_t [K_t (CL_{\alpha_t} \alpha_t + CL_{\delta e} \delta e)^2] \quad (7)$$

$$M_{wb} = L_{wb} a x \cos \alpha - L_{wb} z a \sin \alpha + D_{wb} z a \cos \alpha + D_{wb} x a \sin \alpha + \frac{1}{2} \rho v_w^2 S_w \bar{c}_w C m o_{wb} \quad (8)$$

$$M_t = -L_t \ell_t \cos \alpha_t - L_t z_t \sin \alpha_t + D_t z_t \cos \alpha_t - D_t \ell_t \sin \alpha_t + \frac{1}{2} \rho v_t^2 S_t \bar{c}_t [C m o_t + C m_{\delta e} \delta e] \quad (9)$$

Hubungan antara α , α_t , dan α_w diberikan oleh persamaan-persamaan berikut;

$$\alpha_t = \alpha - \varepsilon + i_t \quad (10)$$

dengan $\alpha = \alpha_w - \alpha + i_w \quad (11)$

dan $\varepsilon = \varepsilon_o + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \alpha \quad (12)$

dengan α_w adalah sudut serang sayap, i_w adalah sudut set sayap, ε adalah sudut landa bawah, ε_o adalah sudut landa bawah pada daya angkat sifar dan i_t adalah sudut set ekor. Jika sudut set sayap dan ekor telah ditetapkan dari konfigurasi pesawat dan sudut landa bawah telah dikira, maka nilai sudut serang pesawat α , sudut serang ekor α_t dan sudut penaik δe boleh ditentukan.

3.0 ANALISIS KESTABILAN STATIK MEMBUJUR

3.1 Kestabilan Membujur

Perisian kestabilan pesawat dalam keadaan trim telah dibangunkan menggunakan MathCAD [3, 4, 5]. Berat pesawat, kedudukan pusat graviti, kedudukan pusat aerodinamik sayap dan ekor, kelajuan pesawat dan lain-lain, adalah sebahagian daripada parameter masukan kepada perisian kestabilan statik membujur pesawat.

Persamaan pekali daya angkat, pekali momen anggulan dan jidar statik merupakan ciri-ciri yang penting bagi kestabilan statik membujur. Pekali daya angkat dan momen anggulan pesawat dapat ditentukan dari persamaan-persamaan berikut:

$$CL = CL_{o_{wb}} + CL_{\alpha_{wb}} \alpha + CL_{\alpha_t} \alpha_t + CL_{\delta e} \delta e \quad (13)$$

$$CD = CD_{o_{wb}} + K_w (CL_{o_{wb}} + CL_{\alpha_{wb}} \alpha)^2 + K_t (CL_{\alpha_t} \alpha_t + CL_{\delta e} \delta e)^2 \quad (14)$$

$$Cm = C m o_{wb} + C m o_t + C m_{\alpha_{wb}} \alpha + C m_{\alpha_t} \alpha_t + C m_{\delta e} \delta e \quad (15)$$

Seterusnya, dalam keadaan keseimbangan,

$$CL = CL_{wb} + CL_t \quad (16)$$

$$CD = CD_{wb} + CD_t \quad (17)$$

$$Cm = 0 \quad (18)$$

3.2 Titik Neutral dan Jidar Statik Pesawat

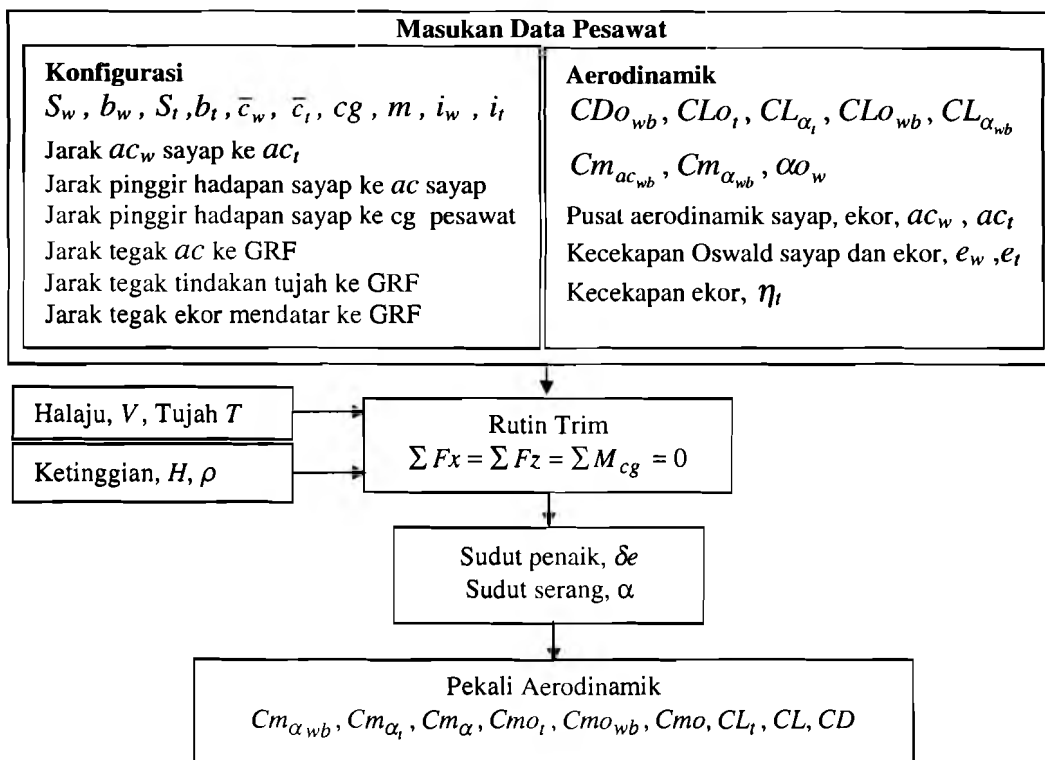
Titik neutral pesawat adalah had terkebelakang pergerakan pusat graviti sebelum pesawat mula menjadi tidak stabil. Penentuan titik ini adalah penting dalam memastikan pusat graviti tidak melewatinya supaya pesawat sentiasa mempunyai kestabilan statik membujur. Kedudukan titik neutral ditentukan dari persamaan,

$$X_{np} = X_{ac} + \eta_t \bar{V}_t \frac{CL_{\alpha_t}}{CL_{\alpha_w}} \left[1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right] \bar{c}_w \quad (19)$$

Jidar statik kendali tetap adalah perbezaan jarak antara titik neutral dengan pusat graviti pesawat, iaitu jidar statik, $JS = X_{np} - X_{cg}$. Titik neutral juga boleh ditentukan melalui graf perubahan daya angkat terhadap sudut penaik pada kedudukan pusat graviti yang berbeza. Nilai ini boleh dibanding dengan kaedah pengiraan penggunaan persamaan (19).

3.3 Implementasi Perisian Pengiraan Kestabilan Statik

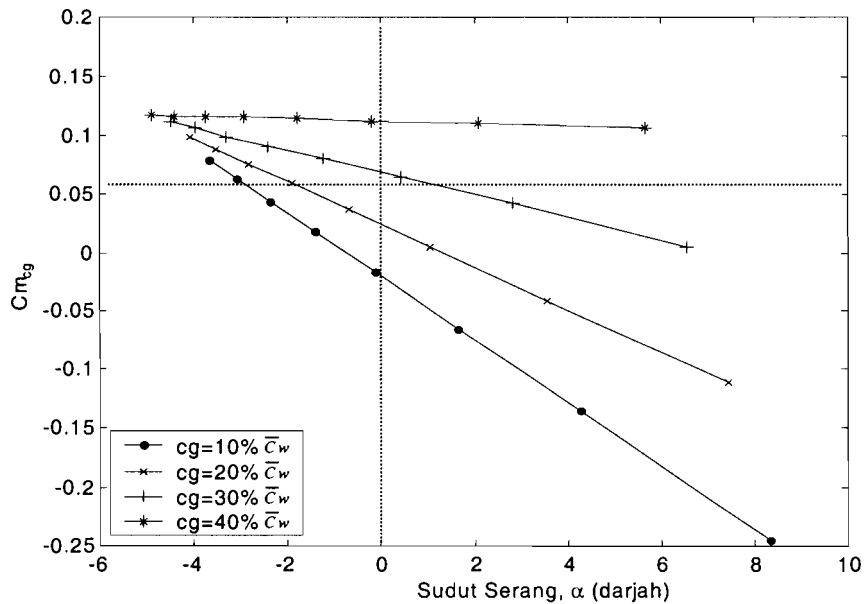
Cartalir Rajah 2 menunjukkan cartalir yang digunakan untuk menganalisis kestabilan membujur pesawat.



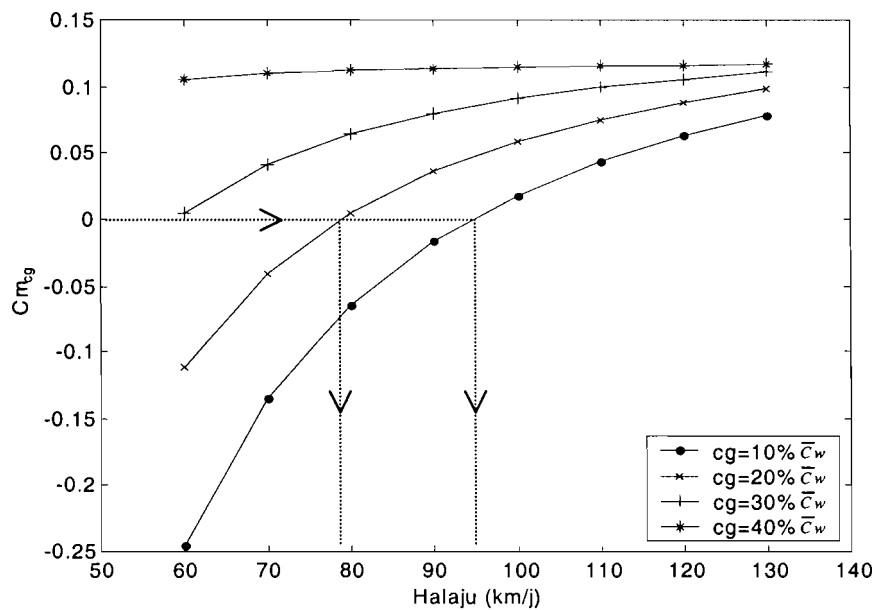
Rajah 2 Cartalir perisian kestabilan pesawat

4.0 KEPUTUSAN DAN PERBINCANGAN

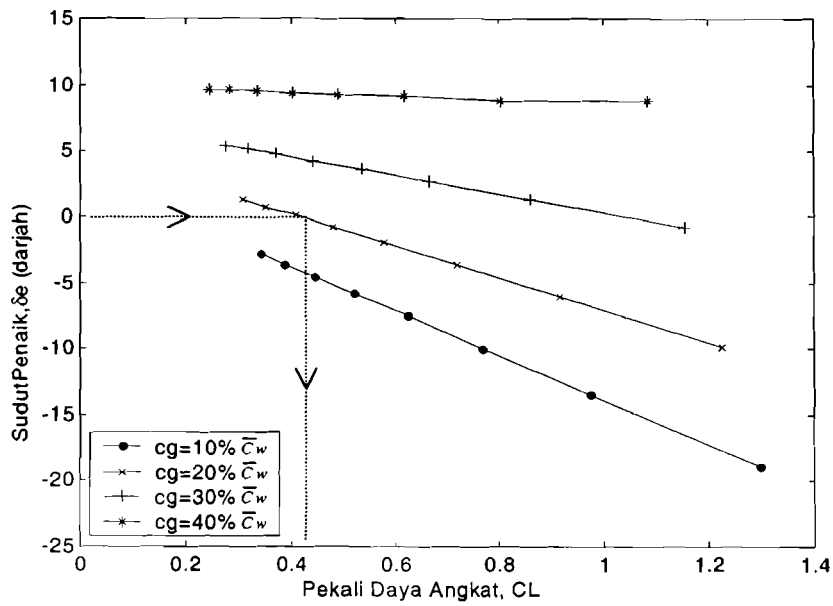
Keputusan analisis pesawat terbang ringan ini telah dipermudahkan dengan melukis graf-graf yang berkaitan. Graf-graf hasil keputusan analisis kestabilan statik pesawat ringan ini adalah seperti ditunjukkan pada Rajah 3 hingga Rajah 6.



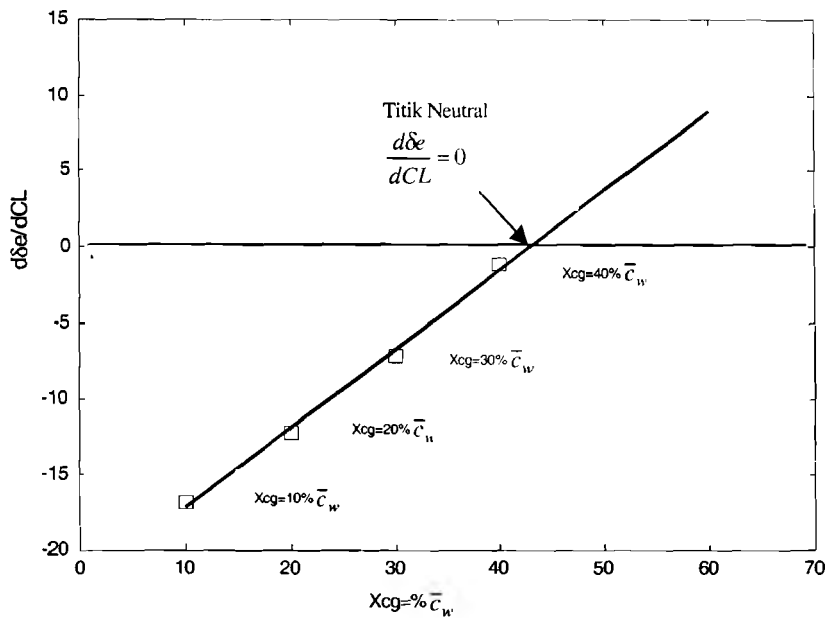
Rajah 3 Perubahan pekali momen angkul terhadap sudut serang



Rajah 4 Perubahan pekali momen angkul terhadap halaju pesawat



Rajah 5 Perubahan sudut penaik terhadap pekali daya angkat



Rajah 6 Perubahan $d\delta_e/dCL$ terhadap Xcg

Beberapa andaian telah dilakukan dalam analisis ini. Pertama, tekanan dinamik ekor dianggap 90% tekanan dinamik sayap, dengan ini kecekapan ekor η_t adalah 0.9 kerana ekor berada dalam kawasan keracak sayap dan fiuslaj [1].

Pengaruh kesan aliran udara dari kipas terhadap ekor diabaikan. Kedua, pusat aerodinamik pesawat dianggap bersamaan dengan pusat aerodinamik sayap iaitu pada $0.25\% \bar{c}_w$ kerana pengaruh fuslaj adalah kecil dan bentuk sayap adalah segiempat tepat. Kesan fuslaj terhadap pesawat dianggap kecil kerana fuslaj tidak dibalut.

Rajah 3 menunjukkan cerun $dCm_{cg}/d\alpha$ akan berkurangan dengan pergerakan X_{cg} ke belakang. Dengan ini, darjah kestabilan statik berkurangan dan cenderung menjadi kurang stabil dengan pergerakan pusat graviti, cg , ke belakang. Pesawat dapat diseimbangkan dengan baik jika pusat graviti berada antara $10\% \bar{c}_w$ hingga $20\% \bar{c}_w$. Pesawat perlu ditrimkan pada sudut serang lebih besar dari 7° jika pusat graviti berada lebih besar dari $30\% \bar{c}_w$. Untuk penerbangan lurus dan mendarat, kedudukan pusat graviti terbaik adalah pada $20\% \bar{c}_w$ kerana pesawat boleh ditrimkan pada sudut serang kecil yang kurang dari 2° .

Rajah 4 menunjukkan pekali momen angkul pada pusat graviti Cm_{cg} bertambah dengan peningkatan halaju pesawat. Kadar perubahannya menjadi kurang sensitif apabila pusat graviti bergerak ke belakang. Momen anggulan yang sifar boleh diperolehi sewaktu penerbangan lurus dan mendarat pada pusat graviti $20\% \bar{c}_w$ dengan halaju 78 km/j dan pada pusat graviti $10\% \bar{c}_w$ halaju 95 km/j. Jika pesawat ingin mengekalkan kelajuan menjajap 100 km/j mengikut spesifikasi rekabentuk asal, pusat graviti perlulah berada pada $10\% \bar{c}_w$ dan pesawat mengalami pekali momen angkul positif yang kecil Cm_{cg} bersamaan 0.015.

Rajah 5 menunjukkan sudut penaik, δe yang diperlukan untuk mengimbangi setiap CL pesawat pada pusat graviti berbeza. Apabila pusat graviti berada pada $10\% \bar{c}_w$, julat pesongan penaik yang besar diperlukan untuk mengimbangi perubahan daya angkat. Julat pesongan penaik yang kecil diperlukan apabila pusat graviti berada jauh ke belakang. Pesongan penaik tidak diperlukan ($\delta e=0$) jika pesawat terbang pada pusat graviti $20\% \bar{c}_w$ dengan CL bersamaan 0.42.

Rajah 6 menunjukkan bagaimana titik neutral pesawat boleh ditentukan secara grafik dengan memplot nilai cerun $d\delta e/dCL$ yang diperolehi dari Rajah 5 pada kedudukan cg yang berbeza. Titik neutral pesawat X_{np} terletak pada $45\% \bar{c}_w$ atau 0.675 m ke belakang daripada pinggir hadapan sayap.

5.0 KESIMPULAN

Analisis kestabilan statik pesawat terbang ringan menggunakan perisian MathCAD telah dilaksanakan. Dari graf-graf yang diplotkan, darjah kestabilan pesawat dapat diramalkan sebelum pesawat ini diuji. Pada kedudukan pusat graviti $20\% \bar{c}_w$, pesawat mampu terbang lurus dan mendarat pada CL bersamaan 0.42 dengan sudut penaik $\delta e=0$. Untuk memastikan pesawat sentiasa stabil statik, pusat graviti mestilah tidak melebihi 0.675 m ke belakang dari pinggir hadapan sayap.

TATATANDA

CDo	pekali daya seret pada daya angkat sifar
CD	pekali seretan pesawat
Cmo	pekali momen anggulan pada daya angkat sifar
Cm_{α}	terbitan pekali momen anggul terhadap sudut serang
Cm	pekali momen anggul
$Cm_{\delta e}$	terbitan pekali momen anggul terhadap sudut pesongan penaik
CL	pekali daya angkat
CL_{α}	cerun lengkung daya angkat
CLo	pekali daya angkat pada sudut serang sifar
$CL_{\delta e}$	terbitan pekali daya angkat terhadap sudut pesongan penaik
\bar{c}	perentas min
D	seretan pesawat
GRF	garis rujukan fuslaj
e	kecekapan Oswald
g	pecutan graviti
K	faktor seretan aruhan
L	daya angkat pesawat
ℓ_t	jarak mendatar antara pusat graviti dengan pusat aerodinamik ekor
m	jisim pesawat
M	momen anggul pesawat
Mo	momen anggul pada sudut serang sifar
M_{α}	perubahan momen anggul terhadap sudut serang pesawat
S	luas
T	daya tujuh enjin
V	halaju pesawat
\bar{V}_t	nisbah isipadu ekor
x_a	jarak mengufuk antara pusat graviti dan pusat aerodinamik pesawat
X_{ac}	jarak mengufuk antara pinggir hadapan sayap dan pusat graviti
X_{np}	jarak mengufuk antara pinggir hadapan sayap dan titik neutral pesawat
X_{cg}	jarak mengufuk antara pinggir hadapan sayap dan pusat graviti
z_a	jarak menegak antara pusat aerodinamik pesawat GRF
z_e	jarak menegak antara garis tindakan tujuh GRF
z_t	jarak menegak antara pusat aerodinamik ekor GRF
α	sudut serang badan pesawat
ϵ	sudut landa bawah
i	sudut set sayap dan ekor relatif kepada GRF
η	kecekapan
$d\epsilon/d\alpha$	perubahan sudut landa bawah terhadap perubahan sudut serang
$d\delta e/dCL$	perubahan sudut penaik terhadap perubahan pekali daya angkat
ρ	ketumpatan udara
δe	pesongan sudut penaik

Subskrip

<i>w</i>	sayap
<i>wb</i>	sayap dan fuislaj
<i>t</i>	ekor
<i>np</i>	titik neutral
<i>ac</i>	pusat aerodinamik
<i>cg</i>	pusat graviti

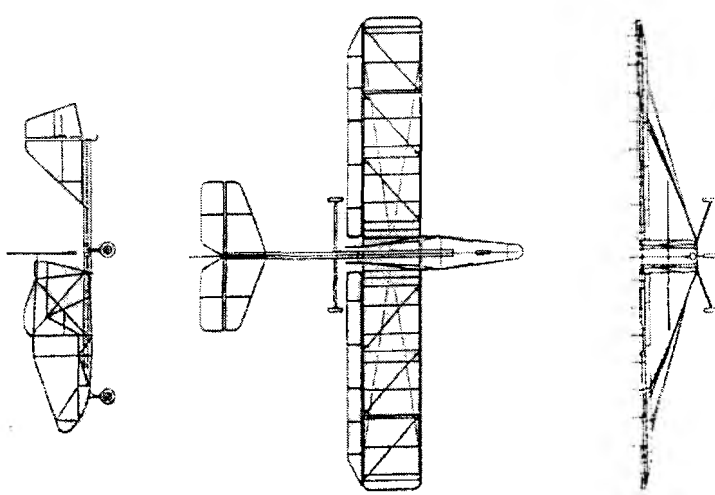
PENGHARGAAN

Penulis ingin menyampaikan penghargaan kepada staf kumpulan aeronautik dan pihak-pihak tertentu yang terlibat dalam projek rekebentuk pesawat terbang ringan UTM. Terimakasih ke atas kerjasama dalam menjayakan projek ini.

RUJUKAN

1. Shuhaimi Mansor, et.al, February 1994, "Building of Light Aircraft at Universiti Teknologi Malaysia", *Bulletin IEM*, Bil.2.
2. Shuhaimi Mansor, et.al, July 1995, "Take-off, Climb and Landing Performance of Ultralight Aircraft ", *Bulletin IEM*, Bil.7.
3. Nelson, R.C, 1989, "*Flight Stability and Automatic Control*", Mc Graw-Hill Book Company.
4. Mc Cormick, B.W, 1989, "*Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*", John Wiley & Son.
5. MathCAD User's Manual, 1988, Mathsoft, Inc., Addison-Wesley Publishing Company, Inc.

LAMPIRAN

 <p style="text-align: center;">Susun Atur Umum Pesawat</p>	<p>Berat pesawat $m=285 \text{ kg (1 juruterbang)}$ Luas Sayap $S_w = 14.00 \text{ m}^2$ Rentang Sayap $b_w = 9.14 \text{ m}$ Perentas Min Sayap $\bar{c}_w = 1.50$ Luas Ekor $S_f = 3.32 \text{ m}^2$ Rentang Ekor $b_f = 2.88 \text{ m}$ Halaju menajajap $v_e = 100 \text{ km/j}$ Halaju maksimum $v_m = 130 \text{ km/jam}$ Halaju tegun $v_e = 60 \text{ km/j}$ Jarak 200 km Kelamaan 2 jam Loji Kuasa Rotax 503, 46 Kuasa Kuda Aerofoil sayap UA(2)-180 Aerofoil ekor Plat nipis $CL_{\alpha_{wb}}(3D) = 4.54 \text{ rad}^{-1}$ $CL_{\alpha_t}(3D) = 3.48 \text{ rad}^{-1}$ $CDo = 0.039$ $CLo_w = 0.55$ $Cm_{uwb} = -0.1$ $i_w = 3 \text{ darjah}$ $i_t = 1 \text{ darjah}$</p> <p>Pendorong Komposit Ultra-Prop 3 bilah, 1.55m diameter Struktur Aluminium T6-6061 berkulit kanvas Gear Pendaratan jenis 'Tri-cycle'</p> <p style="text-align: center;">Spesifikasi Umum Pesawat</p>
-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------