



**UNIVERSITI SAINS MALAYSIA**

**Peperiksaan Semester Pertama  
Sidang Akademik 2000/2001**

**SEPTEMBER/OKTOBER 2000**

**ESA 383 – Rekabentuk Kapal Terbang**

**Masa : [3 Jam]**

---

**ARAHAN KEPADA CALON :**

1. Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi **EMPAT BELAS (14)** mukasurat bercetak dan **ENAM (6)** soalan.
2. Anda dikehendaki menjawab **LIMA (5)** soalan sahaja.
3. Soalan dibahagikan kepada tiga bahagian iaitu **Bahagian A, B dan C**. Anda **WAJIB** menjawab **DUA (2)** soalan dari Bahagian A, **SATU (1)** soalan dari Bahagian B dan **SATU (1)** soalan dari Bahagian C. Baki satu soalan boleh anda pilih sama ada dari **Bahagian A atau B**.
4. Agihan markah bagi setiap soalan diberikan di sut sebelah kanan.
5. Jawab semua soalan dalam Bahasa Melayu.
6. Mesin kira boleh digunakan.

2. (a) Terdapat berbagai isu yang timbul dalam rekabentuk kerajang udara seperti: rekabentuk kerajang udara untuk ketebalan maksima, rekabentuk kerajang udara untuk daya angkat maksima, kerajang udara laminar dan sebagainya. Bincangkan kehendak kerajang udara laminar jika seseorang itu mahu menggunakan kerajang udara untuk

(i) Pesawat pengangkutan yang beroperasi untuk masa yang panjang sewaktu penerbangan jajap.

(ii) Pesawat aerobatik.

*There are various issues that arises in the airfoil design such as : the airfoil design for maximum thickness, the design airfoil for maximum lift, the laminar airfoil etc. So discuss the desirability of a laminar airfoil if one want to apply this airfoil for*

(i) *A transport aircraft that operates for long periods in cruise flight.*

(ii) *For an aerobatic type of airplane.*

**(5 markah/marks)**

- (b) - Terdapat berbagai geometri parameter sayap, seperti planform sayap, nisbah bidang, nisbah tirus, sudut piuh dan sebagainya. Dari sudut planform sayap seperti sayap segiempat tepat, sayap elips, sayap sapu belakang, sayap trapezoid dan sayap delta. Pilih tiga daripadanya dan terangkan ciri-ciri sayap ini.

*There are various geometry wing parameters : namely : wing plan form, aspect ratio, taper ratio, twist angle etc. From stand point of wing planform namely : rectangular wing, elliptic wing , swept wing , trapezoidal wing and delta wing. Choose three of them and describe their properties of those wings.*

**(5 markah/marks)**

- (c) Terangkan bagaimana untuk mendefinisikan kesimpulan tuju sayap dari ciri-ciri aerodinamik kerajang udara.

*Explain how to define the wing incidence deduced from a given airfoil aerodynamics characteristics.*

**(5 markah/marks)**

-4-

- (d) Sebuah pesawat mempunyai berat 14700N dan menjajap dalam penerbangan datar pada 300km/hr pada ketinggian 3000m. Luas permukaan sayap ialah 17.0 m<sup>2</sup> dan bidang nisbah ialah 6.2. Andaikan pekali angkat berfungsi lurus pada sudut serang dan  $\alpha_{l=0} = -1.2^\circ$ . Jika agihan beban ialah elips, kirakan pengelilingan dalam satah simetri  $\Gamma_0$  dan pekali seretan teraruh  $C_{d \text{ induced}}$

*Consider an airplane that weight 14700 N and cruises in level flight at 300 km /h at an altitude of 3000 m. The wing has a surface area of 17.0 m<sup>2</sup>, and an aspect ratio of 6.2. Assume that the lift coefficient is a linear function of the angle of attack and that  $\alpha_{l=0} = -1.2^\circ$ . If the load distribution is elliptic : calculate the circulation in the plane of symmetry  $\Gamma_0$  and the induced drag coefficient  $C_{d \text{ ind}}$*

**(5 markah/marks)**

-5-

3. (a) Terangkan apakah kesan  
 (i) Nisbah bidang  
 (ii) Nisbah tirus  
 (iii) Sudut piuh

dalam ciri-ciri aerodinamik sayap.

*Describe what the effect of*

- (i) *Aspect ratio*  
 (ii) *Taper ratio*  
 (iii) *Twist angle*

*in the aerodynamics characteristic of the wing.*

**(5 markah/marks)**

- (b) Terangkan kebaikan dan keburukan dalam meletak sayap pada fuselaj sebagai sayap jenis tinggi.

*Describe the advantages and disadvantages in putting the wing on the fuselage as a high wing type.*

**(5 markah/marks)**

- (c) Sebuah pesawat mempunyai berat 10,000N dan jajap dalam penerbangan datar pada 300km/hr pada ketinggian 3000m. Luas permukaan sayap ialah 16.3 m<sup>2</sup> dan nisbah bidang ialah 7.2 dan nisbah tirus ialah 0.70. Andaikan pekali angkat berfungsi lurus pada sudut serang dan kerajang udara ialah NACA 2412. **(Rujuk Rajah 1)**. Sudut tuju pada seksyen punca ialah +1.5° dan sudut tuju pada seksyen hujung ialah -1.5°. Sudut piuh geometrik ialah -30°. Gunakan syarat empat siri untuk mewakili agihan beban dan kirakan:

- (i) Pekali angkat  $C_L$

- (ii) Agihan beban arah rentang  $\left[ \frac{c_l(y)}{C_L} \right]$

- (ii) Pekali seretan teraruh  $C_{d \text{ ind}}$

...6/

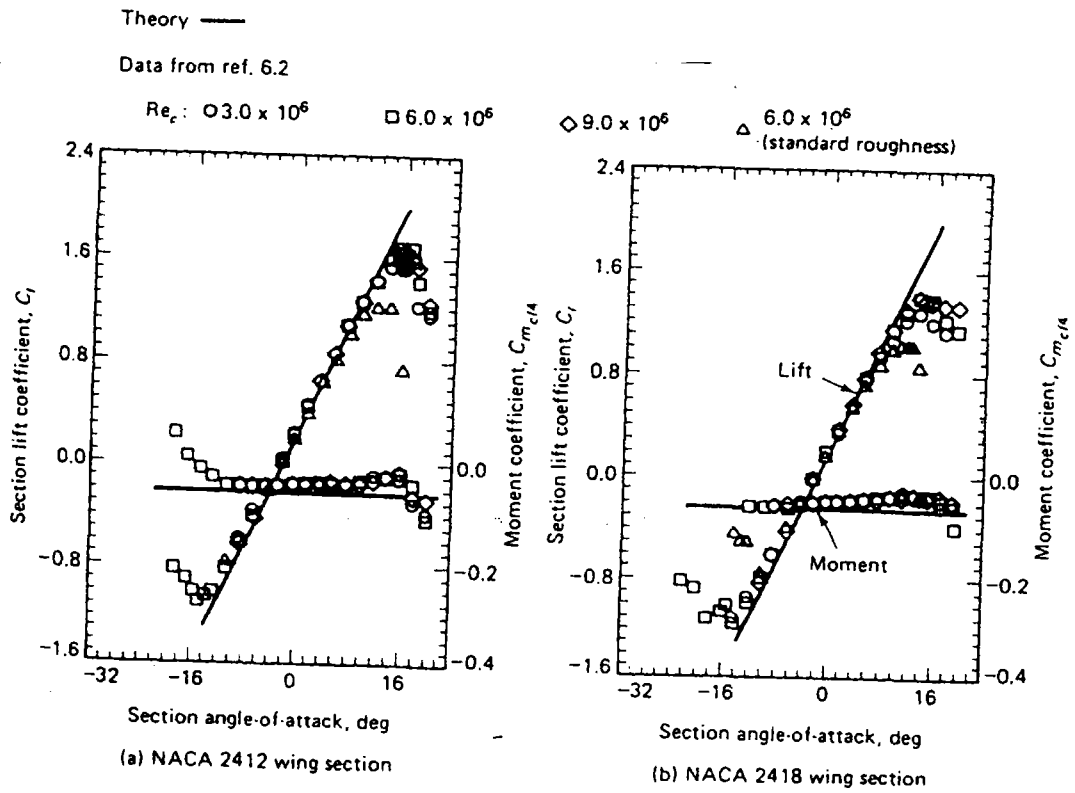
-6-

Consider an airplane that weight 10000 N and cruises in level flight at 300 km /h at an altitude of 3000 m. The wing has a surface area of 16.3 m<sup>2</sup>, and an aspect ratio of 7.2. and taper ratio of 0.70. Assume that the lift coefficient is a linear function of the angle of attack and the airfoil section is a NACA 2412 ( see figure 1 ). The incidence of the root section is + 1.5<sup>o</sup> and the incidence of the tip section is - 1.5<sup>o</sup>. Thus there is a geometric twist of - 3<sup>o</sup>. Use four term series to represent the load distribution and calculate :

- (i) The lift coefficient  $C_L$
- (iii) The span wise load distribution  $\left[ \frac{c_l(y)}{C_L} \right]$
- (iv) The induced drag coefficient  $C_{d\ ind}$

(10 markah/marks)

RAJAH 1



**BAHAGIAN B**

4. Sebuah pesawat ringan, Sparrow 3, telah direkabentuk dan dibangunkan sebagai pesawat prototaip yang mempunyai satu tempat duduk dan enjin berkuasa turbin. Data untuk Sparrow 3 adalah seperti berikut:

Rentang sayap,  $b = 18 \text{ ft}$

Luas sayap,  $S = 40 \text{ ft}^2$

Berat maksima,  $W_o = 1000 \text{ lb}$

Tujahan maksima dan turbojet enjin,  $T = 250 \text{ lb}$  pada aras laut.

Muatan bahan api tentu,  $c_f = 1.5 \text{ lb}/(\text{lb}\cdot\text{hr})$

Muatan bahan api,  $W_f = 360 \text{ lb}$ .

Dari analisis kiraan, dianggarkan kutub seret (*drag polar*) untuk pesawat ini ialah

$$C_D = 0.015 + 0.06 C_L^2$$

- (i) Kirakan secara analisis (*analytical approach*)
- (a) Kelajuan maksima pada aras laut (2 markah)
  - (b) Kelajuan maksima pada 8,000 kaki (3 markah)
  - (c) Nilai maksima  $C_L/C_D$  (1 markah)
  - (d) Nilai maksima  $C_L^{1/2}/C_D$  (1 markah)
  - (e) Kelajuan-kelajuan yang berlaku pada aras laut (4 markah)
  - (f) Kelajuan-kelajuan yang berlaku pada aras 8,000 kaki (4 markah)
- (ii) Kirakan ketahanan maksima (*endurance*) untuk pesawat ini.

(5 markah)

5. Seperti soalan satu, data tatarajah untuk Sparrow 3 adalah seperti berikut:

Rentang sayap,  $b = 18 \text{ ft}$

Luas sayap,  $S = 40 \text{ ft}^2$

Berat berlepas  $W_o = 1000 \text{ Ib}$

Tujahan maksima dan enjin turbojet,  $T = 250 \text{ Ib}$  pada aras laut

Muatan bahan api,  $W_f = 160 \text{ Ib}$

Penggunaan bahan api tentu  $c_t = 1.5 \text{ Ib}/(\text{Ib.hr})$

Kutub seret pesawat ialah  $C_D = 0.015 + 0.06 C_L^2$

- (i) Untuk pesawat di atas, kirakan jumlah jarak mendarat, bermula dengan melepasi halangan 50 kaki. Andaikan berat mendarat sama dengan berat berlepas. Landasan itu berturap keras yang mempunyai pekali geseran berputar,  $\mu = 0.3$ . Darjah mendarat (*approach angle*)  $\theta$  ialah  $5^\circ$

Pesawat ini tidak mempunyai alat tujah berbalik (*thrust reversal*). Ketinggian sayap dari atas permukaan landasan,  $h = 2 \text{ ft}$ .

Andaikan  $C_{L_{\max}}$  semasa hendak mendarat dengan pesongan kepak maksima (*full flap deflection*) ialah 2.0.

$K_1 = 0.0150$

$\Delta C_{D0} = 0.0145$

$e = 0.80$

$N = 3$  saat

CL semasa gelek bumi (*ground roll*) ialah 1.0.

(14 markah)

- (ii) Kirakan jarak maksima pesawat ini pada ketinggian 8,000 kaki. Kirakan juga kelajuan penerbangan yang diperlukan untuk mendapat jarak ini.

(6 markah)

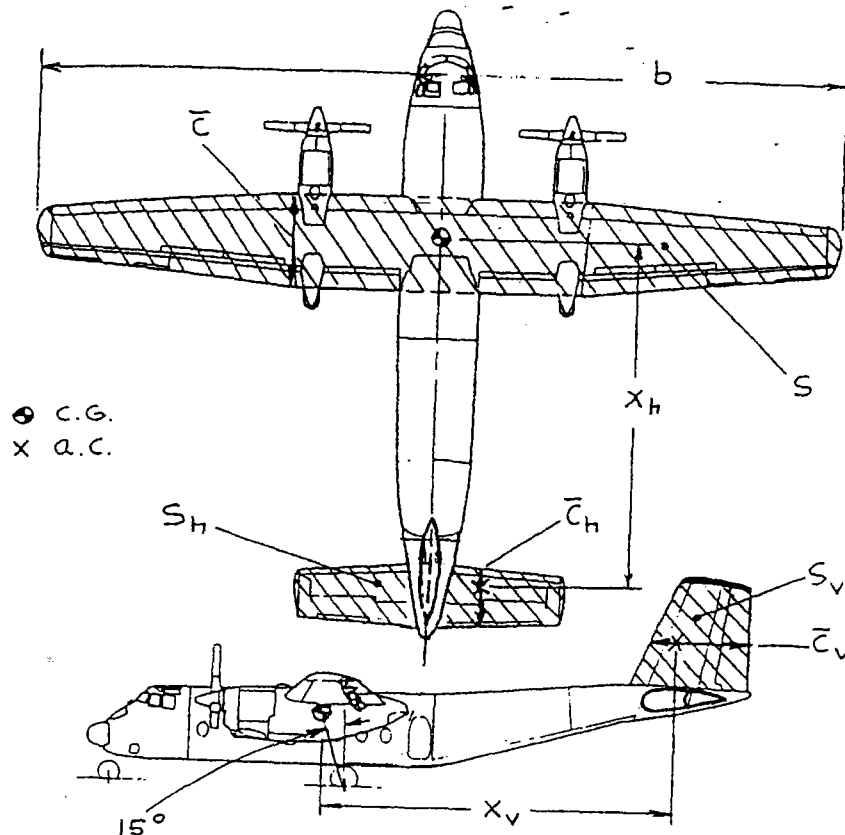


-10-

**BAHAGIAN C**

6.

RAJAH (i)

**Pensaizan Awal Ekor**

Sebuah syarikat pesawat kecil mendapat tempahan untuk melakukan pensaizan awal aturan ekor mendatar dan ekor menegak untuk pesawat dua enjin berkuasa kipas, dan ciri-ciri geometriaknya adalah seperti **(Rajah (i))**. Pesawat ini direkabentuk supaya mempunyai beban sayap yang tinggi dan sama seperti pesawat siri Cessna. Selain parameter geometri, seperti luas permukaan  $S$ , rentang sayap  $b$ , min perentas aerodinamik  $\bar{c}$ , momen  $(x_v, x_H)$  dikenali sebagai  $(S = 172 \text{ ft}^2, \bar{c} = 4.92 \text{ ft}, b = 31.1 \text{ ft}, x_v = 21.4 \text{ ft}, x_H = 16.8 \text{ ft})$ .

Sila jawab soalan-soalan berikut untuk proses pensaizan awal ekor mendatar dan menegak:

...11/

-11-

**Initial Tail Sizing**

A small aircraft company get an order to perform the initial sizing of the empennage arrangement (horizontal tail and vertical tail) for a twin engine propeller driven airplane, whose the geometry configurations are shown in the (Figure (i)). This airplane is designed to have a higher wing loading and to be similar to the Cessna airplane series. Besides, some geometry parameter, like wing area  $S$ , wing span  $b$ , mean aerodynamic chord  $\bar{c}$ , moment arms ( $x_v, x_H$ ) are known ( $S = 172 \text{ ft}^2$ ,  $\bar{c} = 4.92 \text{ ft}$ ,  $b = 31.1 \text{ ft}$ ,  $x_v = 21.4 \text{ ft}$ ,  $x_H = 16.8 \text{ ft}$ ).

Please follow and answer to following questions in term of the initial sizing process if the empennage:

- (a) Anggarkan pekali isipadu berkaitan dengan ekor menegak  $\bar{V}_v$  dan ekor mendatar  $\bar{V}_H$  dari Jadual 1.

Estimate the corresponding volume coefficients for the vertical tail  $\bar{V}_v$  and horizontal tail  $\bar{V}_H$  from the Table 1.

(5 markah/marks)

- (b) Kirakan luas ekor menegak  $S_v$  dan ekor mendatar  $S_H$

Calculate the area of the vertical tail  $S_v$  and horizontal tail  $S_H$

(5 markah/marks)

-12-

## JADUAL 1

Table 1a: Twin Engine Propeller Driven Airplanes: Horizontal Tail Volume  
and Elevator Data

Type	Wing Area S ft <sup>2</sup>	Wing mcg $\bar{c}$ ft	Wing Airfoil root/tip NACA*	Hor. Tail Area S <sub>h</sub> ft <sup>2</sup>	S <sub>e</sub> /S <sub>h</sub>	x <sub>h</sub> ft	$\bar{V}_h$	Elevator Chord root/tip fr.c <sub>h</sub>
CESSNA								
310R	179	4.77	23018/23009	54.3	0.41	14.9	0.95	.42/.39
402B	196	4.77	23018/23009	60.7	0.29	16.5	1.07	.41/.39
414A	226	4.73	23018/23009	60.7	0.27	16.4	0.93	.37/.38
T303	189	4.9	23017/23012	48.1	0.42	14.9	0.78	.41/.44
PIPER								
PA-31P	229	5.79	63 <sub>1</sub> A15/63 <sub>1</sub> A12	62.7	0.44	16.2	0.84	.41/.51
PA-44-180T	184	4.34	NA	23.4	1.0	15.7	0.46	stabilator
Chieftain	229	6.00	63 <sub>1</sub> A15/63 <sub>1</sub> A12	61.4	0.38	16.1	0.72	0.38
Cheyenne I	229	5.69	63 <sub>1</sub> A15/63 <sub>1</sub> A12	70.5	0.40	15.7	0.85	.40/.41
Cheyenne III	293	7.33	63 <sub>1</sub> A15/63 <sub>1</sub> A12	61.8	0.39	23.7	0.68	.35/.44
BEECH								
Duchess	181	5.08	63 <sub>1</sub> A15	39.4	0.35	15.6	0.67	0.40
Duke B60	213	6.60	23016.5/23010.5	62.0	0.27	14.5	0.64	0.39
Lear Fan								
2100	163	4.36	NA	55.0	0.23	13.1	1.01	.36/.31
Rockwell								
Comdr 700	200	5.28	NA	55.4	0.37	19.7	1.03	0.37
Piaggio								
P166-DL3	286	6.06	230 series	51.6	0.27	17.2	0.51	.40/.50
EMB-121	296	6.62	NA	62.9	0.43	20.3	0.65	.39/.46

\* Unless otherwise indicated

Table 1b: Twin Engine Propeller Driven Airplanes: Vertical Tail, Rudder and  
Aileron Data

Type	Wing Area S ft <sup>2</sup>	Wing Span b ft	Vert. Tail Area S <sub>v</sub> ft <sup>2</sup>	S <sub>r</sub> /S <sub>v</sub>	x <sub>v</sub> ft	$\bar{V}_v$	Rudder Chord root/tip fr.c <sub>v</sub>	S <sub>a</sub> /S	Ail. Span Loc. in/out fr.b/2	Ail. Chord in/out fr.c <sub>v</sub>
CESSNA										
310R	179	36.9	26.1	0.45	15.9	0.063	.48/.41	0.064	.60/.90	.30/.29
402B	196	39.9	37.9	0.47	16.5	0.080	.48/.40	0.058	.64/.91	.29/.27
414A	226	44.1	41.3	0.38	17.0	0.071	.49/.37	0.061	.62/.87	.30/.28
T303	189	39.0	23.2	0.44	16.5	0.052	.46/.39	0.087	.64/.97	.31/.30
Conquest I	225	44.1	41.3	0.38	17.1	0.071	.47/.34	0.060	.61/.86	0.29
PIPER										
PA-31P	229	40.7	30.1	0.38	17.2	0.056	.37/.40	0.056	.59/.97	.24/.29
PA-44-180T	184	38.6	21.5	0.37	14.4	0.044	.30/.50	0.077	.45/.90	.19/.18
Chieftain	229	40.7	29.5	0.40	17.3	0.055	.40/.38	0.060	.66/.93	.24/.30
Cheyenne I	229	42.7	26.5	0.40	16.5	0.045	.37/.42	0.057	.62/.93	.24/.29
Cheyenne III	293	47.7	43.6	0.46	20.8	0.065	0.33	0.046	.66/.94	.23/.26
BEECH										
Duchess	181	38.0	25.6	0.29	14.2	0.053	.34/.42	0.059	.67/.97	0.28
Duke B60	213	39.3	28.8	0.43	17.4	0.060	.44/.46	0.054	.50/.84	.24/.26
Lear Fan										
2100	163	39.3	44.4	0.17	14.0	0.097	.32/.34	0.044	.72/.93	.31/.24
Rockwell										
Comdr 700	200	42.5	39.9	0.38	20.5	0.096	.37/.38	0.087	.58/.99	.28/.24
Piaggio										
P166-DL3	286	48.2	30.7	0.43	18.3	0.041	.38/.43	0.073	.61/.94	.19/.22
EMB-121	296	46.4	42.6	0.45	17.8	0.055	.42/.41	0.052	.71/.97	0.22

...13/

-13-

- (c) Tentukan geometri planform untuk bahagian ekor menegak dan mendatar, seperti bidang nisbah  $A$ , sudut sapu  $\Delta_{c/4}$ , nisbah tirus  $\lambda$ , kerajang udara, nisbah ketebalan  $t/c$ , dihedral  $\Gamma$  dan sudut tuju  $i$  dengan menggunakan Jadual 2 dan Jadual 3.

*Determine the planform geometry of the empennage, such as aspect ratio  $A$ , sweep angle  $\Delta_{c/4}$ , taper ratio  $\lambda$ , airfoil, thickness ratio  $t/c$ , dihedral  $\Gamma$  and incidence angle  $i$ , by using the Table 2 and Table 3.*

(5 markah/marks)

- (d) Bentangkan lakaran dimensi untuk aturan bahagian ekor mendatar dan menegak yang dicadangkan.

*Present the dimensioned drawings of the proposed empennage arrangement.*

(5 markah/marks)

Table 2: Planform Design Parameters for Horizontal-Tails

Type	Dihedral Angle, $\Gamma_h$ deg.	Incidence Angle, $i_h$ deg.	Aspect Ratio, $A_h$	Sweep Angle, $\Delta_c/4_h$ deg.	Taper Ratio, $\lambda_h$
Homebuilts	+5 - -10	0 fixed to variable	1.8 - 4.5	0 - 20	0.29 - 1.0
Single Engine Prop. Driven	0	-5 - 0 or variable	4.0 - 6.3	0 - 10	0.45 - 1.0
Twin Engine Prop Driven	0 - +12	0 fixed to variable	3.7 - 7.7	0 - 17	0.48 - 1.0
Agricultural	0 - +3	0	2.7 - 5.4	0 - 10	0.59 - 1.0
Business Jets	-4 - +9	-3.5 fixed	3.2 - 6.3	0 - 35	0.32 - 0.57
Regional Turbo-Props.	0 - +12	0 - 3 fixed to variable	3.4 - 7.7	0 - 35	0.39 - 1.0
Jet Transports	0 - +11	variable	3.4 - 6.1	18 - 37	0.27 - 0.62
Military Trainers	-11 - +6	0 fixed to variable	3.0 - 5.1	0 - 30	0.36 - 1.0
Fighters	-23 - +5	0 fixed to variable	2.3 - 5.8	0 - 55	0.16 - 1.0
Mil. Patrol, Bomb and Transports	-5 - +11	0 fixed to variable	1.3 - 6.9	5 - 35	0.31 - 0.8
Flying Boats, Amph. and Float Airplanes	0 - +25	0 fixed	2.2 - 5.1	0 - 17	0.33 - 1.0
Supersonic Cruise Airplanes	-15 - 0	0 fixed to variable	1.8 - 2.6	32 - 60	0.14 - 0.39

Table 3: Planform Design Parameters for Vertical Tails

Type	Dihedral Angle, $\Gamma_v$ deg.	Incidence Angle, $i_v$ deg.	Aspect Ratio, $A_v$	Sweep Angle, $\Delta_c/4_v$ deg.	Taper Ratio, $\lambda_v$
Homebuilts	90	0	0.4 - 1.4	0 - 47	0.26 - 0.71
Single Engine Prop. Driven	90	0	0.9 - 2.2	12 - 42	0.32 - 0.58
Twin Engine Prop Driven	90	0	0.7 - 1.8	18 - 45	0.33 - 0.74
Agricultural	90	0	0.6 - 1.4	0 - 32	0.43 - 0.74
Business Jets	90	0	0.8 - 1.6	28 - 55	0.30 - 0.74
Regional Turbo-Props.	90	0	0.8 - 1.7	0 - 45	0.32 - 1.0
Jet Transports	90	0	0.7 - 2.0	33 - 53	0.26 - 0.73
Military Trainers	90	0	1.0 - 2.9	0 - 45	0.32 - 0.74
Fighters	75 - 90	0	0.4 - 2.0	9 - 60	0.19 - 0.57
Mil. Patrol, Bomb and Transports	90	0	0.9 - 1.9	0 - 37	0.28 - 1.0
Flying Boats, Amph. and Float Airplanes	90	0	1.2 - 2.4	0 - 32	0.37 - 1.0
Supersonic Cruise Airplanes	75 - 90	0	0.5 - 1.8	37 - 65	0.20 - 0.43

JADUAL 2 dan JADUAL 3