
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Pertama
Sidang Akademik 2004/2005
*First Semester Examination
2004/2005 Academic Session*

Oktober 2004
October 2004

ESA361/3 – Kestabilan & Kawalan Penerbangan
Flight Stability and Control

Masa : 3 jam
Hour : [3 hour]

ARAHAN KEPADA CALON :
INSTRUCTION TO CANDIDATES:

Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEMBILAN (9)** mukasurat dan **ENAM (6)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.

*Please ensure that this paper contains **NINE (9)** printed pages and **SIX (6)** questions before you begin examination.*

Bahagian A : Jawab **SEMUA** soalan. Bahagian B : Jawab **TIGA (3)** soalan
*Part A : Answer **ALL** questions. Part B : Answer **THREE (3)** questions*

Calon boleh menjawab semua soalan dalam Bahasa Malaysia. Sekiranya calon ingin menjawab dalam Bahasa Inggeris, sekurang-kurangnya satu soalan perlu dijawab dalam Bahasa Malaysia.

Student may answer all the questions in Bahasa Malaysia. If you want to answer in English, at least one question must be answered in Bahasa Malaysia.

Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.
Each questions must begin from a new page.

Bahagian A: Jawab SEMUA soalan**Part A : Answer ALL questions**

1. (a) Apakah syarat-syarat yang perlu dipenuhi oleh tatarajah “sayap sahaja” supaya ianya dapat distabilkan dan diseimbangkan ?

Which conditions should be met by the “wing only” configuration so that it can be stabilized and balanced ?

(10 markah/marks)

- (b) Apakah fungsi-fungsi yang dimiliki oleh ekor mendatar sebuah pesawat (minimum 3 fungsi)

Which functions does the horizontal tail of a aircraft have (Minimum 3 functions)

(10 markah/marks)

- (c) Mengapa sebuah sistem mesti stabil secara statik untuk menjamin ianya memiliki kestabilan secara dinamik

Why must a system be stable statically to secure that the system will be stable dynamically?

(10 markah/marks)

- (d) Apakah yang akan terjadi dengan titik neutral pesawat jika juruterbang itu melepaskan batang kawalan dan mengapa ianya berlaku?

What will be happen with the aircraft's neutral point if the pilot releases the control stick and why?

(10 markah/marks)

- (e) Di mana letaknya titik neutral pesawat relatif terhadap pusat jisim pesawat supaya pesawat terbang menjadi stabil secara statik untuk gerak longitudinal

Where must the neutral point be relative to the centre of gravity of aircraft to get the statically stable aircraft for longitudinal motion?

(10 markah/marks)

- (f) Terangkan secara fizikal terbitan redaman C_{mq}

Explain the physical meaning of a damping derivative C_{mq}

(10 markah/marks)

- (g) Mengapa sebuah pesawat terbang mesti memiliki $C_{n\beta}$ yang positif untuk gerak melintang stabil

Why should an aircraft have positive $C_{n\beta}$ for static stable directional motion

(10 markah/marks)

- (h) Mengapakah pesawat terbang tidak memiliki kestabilan statik dalam gerak memusing

Why doesn't the aircraft have the static stability in rolling

(10 markah/marks)

- (i) Sebutkan terbitan-terbitan pesawat yang termasuk terbitan redaman pesawat

Mention the aircraft derivatives belonging to damping derivative of the aircraft

(10 markah/marks)

- (j) Nyatakan langkah-langkah dalam menentukan saiz awal ekor mendatar pesawat menggunakan pekali isipadu ekor V_H

Mention the steps in initial sizing the horizontal tail using Tail Volume Coefficient V_H

(10 markah/marks)

Bahagian B : Jawab 3 soalan**Part B : Answer 3 questions**

2. Diberi sebuah pesawat terbang kecil dengan seksyen sayap dan buntut seperti ditunjukkan pada gambar rajah di bawah. Sila analisa ciri-ciri kestabilan statik longitudinal pesawat terbang tersebut dengan ekor mendatar dan tanpa ekor mendatar (konfigurasi sayap badan) dengan menjawab pertanyaan di bawah ini

Given a small airplane with its wing section and tail section characteristics as shown below. Analyze the static longitudinal stability characteristics of the airplane with the horizontal tail and without the horizontal tail (wing body configuration) by solving following problems

- (a) Tentukan pekali lift tanpa dimensi $C_{L,WB}$ sebagai fungsi dari sudut serang sayap badan

Determine the dimensionless lift coefficient $C_{L,WB}$ as function of the angle of attack of wing body

(25 markah/marks)

- (b) Hitung parameter intercept $c_{m_0,WB}$ dan kecerunan momen terhadap sudut serang dari konfigurasi sayap-badan dan apa maknanya nilai-nilai tersebut dalam kaitannya dengan kestabilan dan sifat trim

Calculate the intercept parameter $c_{m_0,WB}$ and the moment increment due to angle of attack of wing-body configuration $c_{m_\alpha,WB}$ and what do they mean in term of the stability and trim characteristic?

(25 markah/marks)

- (c) Apakah kesan pemasangan ekor mendatar pada konfigurasi sayap-badan yang disebut di atas dengan menghitung parameter intercept c_{m_0} dan kecerunan momen terhadap sudut serang untuk aircraft c_{m_α} ?

What is the effect of mounting the horizontal tail on the wing-body configuration mentioned above by calculating the intercept parameter c_{m_0} and the moment increment due to angle of attack for complete aircraft c_{m_α} ?

(25 markah/marks)

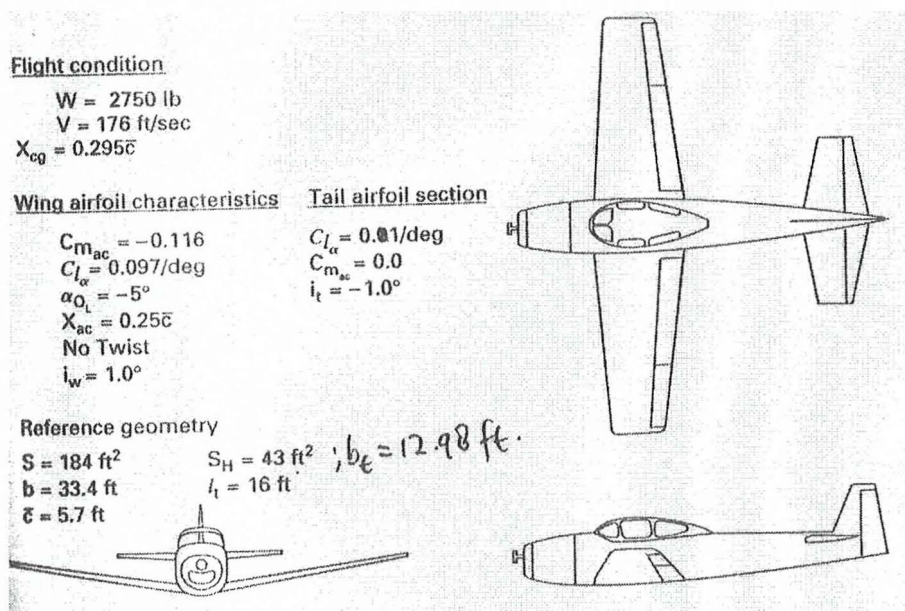
- (d) Dimanakah letaknya titik neutral pesawat terbang tersebut relative terhadap pusat jisim

Where is the location of the neutral point of the aircraft relative to the centre of gravity?

(25 markah/marks)

Catitan: Untuk menjawab soalan-soalan di atas, sifat-sifat lif sayap pesawat sama dengan sifat-sifat untuk konfigurasi sayap-badan dan pengaruh fuislaj dan kuasa enjin diabaikan.

Note : To answer the problems above, the lift characteristic of the wing is equal to that of wing-body configuration and the effects of fuselage and power are neglected.



Gambarajah 1: Sebuah pesawat kecil dengan sifat aerodinamik sayap dan ekor mendatar dan ukuran geometri pesawat

Figure 1: An Small Airplane with aerodynamics characteristics for wing and horizontal tail, and its geometry dimension.

3. Momen kosong pesawat c_{m_0} adalah pekali momen pesawat pada sudut serang pesawat sama dengan kosong. Untuk kasus $c_{m_0} = 0.2$, sila hitung bahagian-bahagian lif yang dihasilkan oleh sayap-badan dan oleh ekor mendarat, kemudian tentukan sudut serang pesawat tersebut α_0

Aircraft's zero moment c_{m_0} is the moment coefficient of the aircraft at the aircraft's angle of attack equal zero. For the case $c_{m_0} = 0.2$, please calculate the parts of lift produced by the wing-body and the horizontal tail, then determine the zero-lift angle of attack of the aircraft α_0

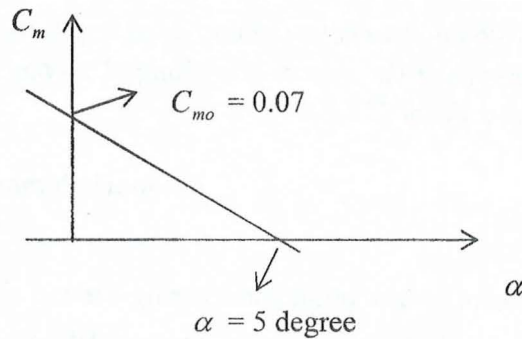
(100 markah/marks)

Data :

$$c_{m_0, WB} = -0.05 ; C_{L\alpha, WB} = 4.5 ; \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} = 1.0 ; l_H / \bar{c} = 2.5 ; S_H / S = 0.2$$

4. Perhatikan sebuah pesawat terbang yang memiliki sifat momen sebagai berikut

Consider an airplane having following moment characteristic



Gambarajah 2: Pekali momen C_m versus alpha α

Figure 2 : Moment coefficient C_m versus alpha α

Pesawat terbang tersebut mempunyai luas sayap 19 m^2 , berat $W = 22700 \text{ Newton}$ dan faktor efektif kawalan elevator 0.04 . Hitung sudut defleksi elevator yang diperlukan untuk mentrim pesawat pada halaju 61 m/s pada aras laut.

The airplane has a wing area of 19 m^2 , a weight W of 22700 Newton , and an elevator control effectiveness of 0.04 . Determine the elevator deflection angle necessary to trim the airplane at a velocity of 61 m/s at the sea level

(100 markah/marks)

Data :

$$C_{L\alpha, WB} = 0.09 \text{ per degree}$$

$$\text{mac } \bar{c} = 1.9 \text{ meter}$$

$$V_H = 0.34;$$

$$l_H = 6 \text{ meter}$$

$$C_{LH\alpha H} = 0.11 \text{ per degree}$$

$$\varepsilon = 0.35 \alpha$$

$$\bar{q}_H / \bar{q} = 1.0$$

5. (a) Seorang pemandu pesawat terbang yang mempunyai data seperti dibawah terbang pada halaju $V_1 = 100$ m/s. Berapa darjah sudut pemotong menaik mesti diubah supaya pesawat itu mempunyai halaju trim yang baru V_2 of 130 m/s ?

A pilot of an airplane having the data below should fly at a speed $V_1 = 100$ m/s. How many degree must the elevator be changed, so that the airplane has new trim speed V_2 of 130 m/s ?

(50 markah/marks)

- (b) Berdasarkan dua penerbangan dengan pusat gravity yang berbeza $X_{cg,1}$ dan $X_{cg,2}$, nilai-nilai untuk kecerunan pemotongan adalah sebagai berikut:

$$X_{cg,1} = 0.3\bar{c} \quad ; \quad \left(\frac{d\eta}{dV}\right)_1 = 0.085 \text{ degree}/(m/s)$$

$$X_{cg,2} = 0.25\bar{c} \quad ; \quad \left(\frac{d\eta}{dV}\right)_2 = 0.110 \text{ degree}/(m/s)$$

Di manakah letaknya titik netral pesawat terbang ini ?

Based on two flights with different centre of gravity positions $X_{cg,1}$ and $X_{cg,2}$ the following values for elevator gradients are available :

$$X_{cg,1} = 0.3\bar{c} \quad ; \quad \left(\frac{d\eta}{dV}\right)_1 = 0.085 \text{ degree}/(m/s)$$

$$X_{cg,2} = 0.25\bar{c} \quad ; \quad \left(\frac{d\eta}{dV}\right)_2 = 0.110 \text{ degree}/(m/s)$$

Where does the neutral point of the aircraft lie?

(50 markah/marks)

Data :

$$C_{m\alpha} = -0.9 \quad ; \quad \rho = 1.0 \text{ kg}/m^3$$

$$C_{L\alpha} = 5.0 \quad ; \quad m/S = 300 \text{ kg}/m^2$$

$$C_{m\eta, NP} = -0.7$$

6. Perhatikan sebuah pesawat terbang dengan nilai-nilai derivative momen engsel sebagai berikut :

$$C_{h\dot{\alpha}} = 0.0; \quad C_{h\dot{\omega}} = 0.0; \quad C_{h\alpha H} = -0.008; \quad C_{h\eta} = -0.013$$

Consider an airplane whose hinge moment derivatives are given below :

$$C_{h\dot{\alpha}} = 0.0; \quad C_{h\dot{\omega}} = 0.0; \quad C_{h\alpha H} = -0.008; \quad C_{h\eta} = -0.013$$

- (a) Berapa jauh titik neutral pesawat bergerak kehadapan jika pilot melepaskan batang kawalan pesawat ?

How far can the neutral point travel forward if the pilot of this aircraft releases the control stick?

(50 markah/marks)

- (b) Lakukan penganalisaan samaada pesawat tersebut masih stabil atau tidak selepas batang kawalan dilepaskan ?

Analyse whether the aircraft is still stable or not after releasing the control stick ?

(50 markah/marks)

Data:

$$X_{cg} = 0.35 \bar{c} \quad X_{ac,WB} = 0.2 \bar{c} \quad l_H = 6.0 \text{ m} \quad \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} = 1.0$$

$$S_H = 1 \text{ m}^2 \quad \bar{c} = 1.0 \text{ m} \quad S = 20 \text{ m}^2 \quad \alpha_w = 0.35\alpha$$

$$C_{L\alpha,H} = 0.1/\text{degree} \quad C_{L\alpha,WB} = 0.09/\text{degree} \quad C_{L_H\eta} = 0.04/\text{degree}$$