
Peperiksaan Semester Pertama
Sidang Akademik 2005/2006
First Semester Examination
2005/2006 Academic Session

November 2005
November 2005

ESA 361/3 – Kestabilan & Kawalan Penerbangan
Flight Stability and Control

Masa : 3 jam
Duration : 3 hours

Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi SEMBILAN mukasurat dan LIMA soalan sebelum anda memulakan peperiksaan ini.

Please check that this examination paper consists of NINE printed pages and FIVE questions before you begin the examination.

Arahan: Bahagian A : Jawab **SEMUA** soalan. Bahagian B: Jawab **TIGA (3)** soalan

Instructions : Part A: Answer **ALL** questions. Part B: Answers **THREE (3)** questions

BAHAGIAN A
PART A

1. (a) Apakah syarat yang mesti 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 an aircraft have (Minimum 3 functions)?

(10 markah /marks)

- (c) Terangkan apakah yang dimaksudkan dengan istilah "relaxed static stable"

Explain the meaning of term "relaxed static stable".

(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) Terangkan bagaimana titik neutral pesawat boleh ditentukan dari hasil pengukuran ujian penerbangan pesawat?

How can the neutral point be determined from the flight test measurement?

(10 markah /marks)

- (f) Terangkan secara fizikal terbitan redaman Cmq

Explain the physical meaning of a damping derivative Cmq .

(10 markah /marks)

- (g) Mengapakah sebuah pesawat mesti memiliki Cnp yang positif untuk gerak melintang yang stabil ?

Why should an aircraft have positive Cnp for static stable directional motion ?.

(10 markah /marks)

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

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

(10 markah /marks)

- (i) Sebutkan fungsi/peranan daripada 'control surfaces' pada pesawat terbang?

Please explain the role of control surfaces of the aircraft ?

(10 markah /marks)

BAHAGIAN B
PART B

2. (a) Sebuah model tatarajah "sayap badan pesawat" telah diuji di dalam sebuah terowong angin subsonik. Pekali daya angkat adalah sama dengan sifar pada sudut serang $\alpha = -1.5$ darjah. Pada alpha $\alpha = 5$ darjah, pekali daya angkat $C_{L,WB}$ adalah 0.52. Selain daripada itu, pada sudut alpha $\alpha = 1.0$ darjah dan 8.0 darjah, pekali momen sekitar pusat graviti C_m adalah masing-masingnya - 0.01 dan 0.05. Pusat graviti ditempatkan pada $0.35 \bar{c}$. Sila lakukan analisis sama ada model tatarajah "sayap - badan pesawat" ini mempunyai kestabilan membujur statik dan boleh ditrim ataupun tidak.

A model of wing-body configuration has been tested in a subsonic wind tunnel. The lift coefficient is found to be zero at a geometric angle of attack $\alpha = 1.5$ degree. At alpha $\alpha = 5$ degree, the lift coefficient $C_{L,WB}$ is measured as 0.52. Besides, at alpha $\alpha = 1.0$ degree and 7.88 degree, the moment coefficients about the centre of gravity (cg) C_m measured as -0.01 and 0.05, respectively. The cg is located at $0.35 \bar{c}$. Please analyze whether this model of wing-body configuration has the static longitudinal stability and can be trimmed or not.

(35 markah/marks)

- (b) Berdasarkan daripada hasil analisis bahagian (a), apakah model di atas memerlukan ekor mendatar ataupun tidak untuk menstabil dan mentrim ianya sendiri ? Jika jawapan adalah benar, buktikan bahawa pemasangan ekor mendatar pada bahagian belakang badan pesawat terbang itu boleh menstabilkan dan mentrim tatarajah "sayap -badan pesawat" .

Based on the analysis result performed at the problem (a), does the model above need the horizontal tail (HT) or not to stabilise and to trim itself? If the answer is yes, proof that the attachment of the horizontal tail on the aft of the fuselage can stabilize and trim the "wing- body" configuration.

(40 markah/marks)

- (c) Kirakan kedudukan paling belakang pusat graviti untuk margin kestabilan $SM = 5\%$ dan pada sudut serang yang manakah model pesawat yang lengkap boleh ditrim?

Calculate the most rearward position of the cg for stability margin $SM = 5\%$ and at which angle of attack the complete model now can be trimmed?

(25 markah/marks)

Data:

$$\varepsilon_H = 0.3 \alpha ; S = 0.15 \text{m}^2; \bar{q} / \bar{q}_H = 1 ; l_H^* = 0.24; C_{L\alpha, H} = 0.1 / \text{deg ree}$$

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 mendatar, 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:

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

4. (a) Seorang pemandu pesawat terbang yang mempunyai data seperti di bawah terbang pada halaju $V_1 = 120 \text{ m/s}$. Berapa jumlah sudut pemegang penarik mesti diubah supaya pesawat itu mempunyai halaju trim yang baru V_2 of 140 m/s ?

A pilot of an airplane having the data below should fly at a speed $V_1 = 120 \text{ m/s}$. How many degree must the elevator be changed, so that the airplane has new trim speed V_2 of 140 m/s ?

(50 markah/marks)

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

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

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

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:

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

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

Di manakah letaknya titik neutral pesawat terbang ini ?

Where does the neutral point of the aircraft lie?

(50 markah/marks)

Data:

$$C_{m\alpha} = -0.9; \rho = 1.0 \text{ kg}/\text{m}^3; C_{L\alpha} = 5.0; m/S = 300 \text{ kg}/\text{m}^2; C_{m\eta, NP} = -0.7$$

5. Pertimbangkan sebuah pesawat terbang dengan terbitan momen engsel penaiknya ialah.

$$C_{h\delta} = 0.0; C_{ho} = 0.0; C_{haH} = -0.008; C_{h\eta} = -0.013$$

Consider the aircraft model of the problem 3. Its elevator hinge moment derivatives are given below:

$$C_{h\delta} = 0.0; C_{ho} = 0.0; C_{haH} = -0.008; C_{h\eta} = -0.013$$

Kira/tentukan:

Calculate/determine:

- (a) Sudut penaik bebas η_{free} sebagai fungsi sudut serang $\eta_{free} = f(\alpha)$

The free elevator deflection η_{free} as function of the angle of attack.

$$\eta_{free} = f(\alpha)$$

(35 markah/marks)

- (b) Parameter kestabilan C_{mo} & $C_{m\alpha}$ bagi kes kawalan 'stick' bebas.

The stability parameter C_{mo} & $C_{m\alpha}$ for the case of freeing the control stick.

(35 markah/marks)

- (c) Apakah pesawat sebenar masih stabil, jika juruterbang melepaskan 'stick' kawalan dan kedudukan pusat graviti sedang berada pada pusat graviti paling belakang.

Is this aircraft model still stable, if the pilot releases the control stick and the actual cg-position is being at the most rearward of cg-position.

(30 markah/marks)

Data:

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

$$S_H = 1m^2; \bar{c} = 1.0m; S = 20m^2; \varepsilon_H = 0.35\alpha$$

$$C_{L\alpha,H} = 0.1/\text{deg.}; C_{L\alpha,WB} = 0.09/\text{deg.}; C_{L_H\eta} = 0.04/\text{deg.}$$

- 000 0 000 -