



UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination
2017/2018 Academic Session

May/June 2018

ESA369/3 – Flight Stability & Control
[Kestabilan & Kawalan Penerbangan]

Duration : 3 hours
Masa : 3 jam

Please ensure that this paper contains **ELEVEN (11)** printed pages and **FOUR (4)** questions before you begin examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEBELAS (11)** mukasurat bercetak dan **EMPAT (4)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan].*

Instructions : Answer **FOUR (4)** questions.

Arahan : Jawab **EMPAT (4)** soalan.

Student may answer the questions either in English or Bahasa Malaysia.

[Pelajar boleh menjawab soalan dalam Bahasa Inggeris atau Bahasa Malaysia].

Each questions must begin from a new page.

[Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru].

In the event of any discrepancies, the English version shall be used.

[Sekiranya terdapat sebarang percanggahan pada soalan peperiksaan, versi Bahasa Inggeris hendaklah diguna pakai].

1. [a] Explain in detail when the aircraft will experience the largest longitudinal trim moment. In this case, please do assume the aircraft flight motion is still within the control of the pilot. Discuss by stating on the control surfaces, center of gravity position, and flight configuration involved.

(6 marks)

- [b] Assume that the pitching moment curve for an airplane is,

$$C_{m_{cg}} = -0.20 - 0.35\alpha$$

where α is in degrees ($^\circ$). Also, assume that the increment in moment created by only the elevator as given in equation below,

$$\Delta C_{m_{cg}} = C_{m\delta_e} \delta_e$$

Using these equations and **Figure 1** below, estimate the size of the elevator to trim the airplane at the landing angle of attack of 10° . Assume that the elevator angle is constrained to $+20^\circ$ and -25° .

$$\tau = -\frac{C_{m\delta_e}}{V_H \eta C_{L\alpha_t}}$$

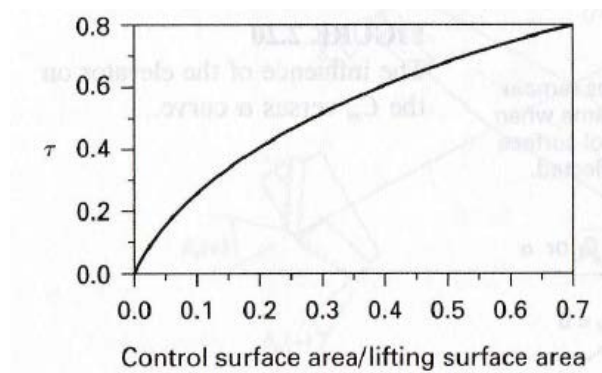


Figure 1

Given the $S_t = 43 \text{ ft}^2$, $V_H = 0.66$, $\eta = 1$, and $C_{L\alpha_t} = 3.9 \text{ rad}^{-1}$.

(14 marks)

[c] Explain why deflecting the ailerons produce a yawing moment.

(5 marks)

2. [a] Briefly explain about directional-lateral stability and state the conditions required for an aircraft to remain stable in this motion.

(5 marks)

[b] A light aircraft experience a positive side-slip causing the yawing angle to be negative as depicted in **Figure 2**.

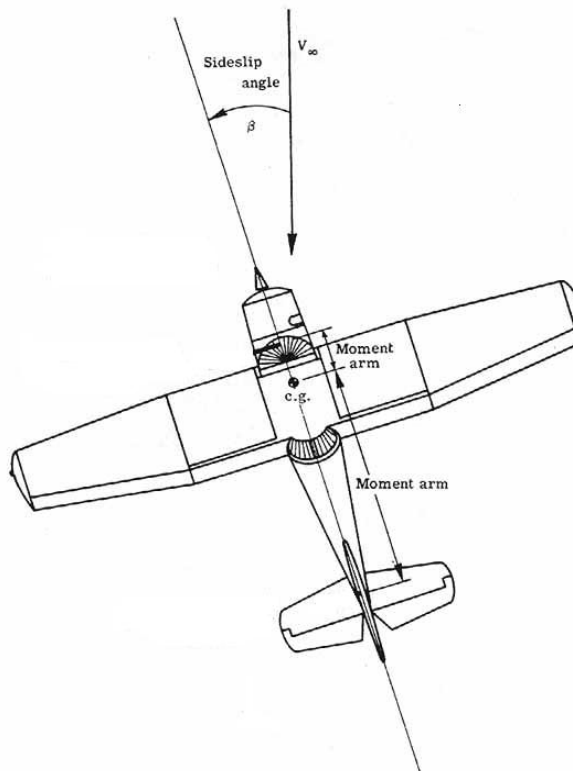


Figure 2

Explain how the moment contribution from the fuselage and vertical tail will restore the aircraft to its equilibrium condition.

(5 marks)

- [c] For a twin-engine airplane, the yaw moment caused by a loss of thrust from the right engine can be expressed as below,

$$N = Tl_t = C_n Q S b$$

where l_t is the engine arm moment length from the rudder. Using aircraft parameters and the rudder control power equation below,

$$C_{n\delta_r} = \frac{-C_n}{\delta_r} = -\eta_v V_v C_{L\alpha_v} \tau$$

determine the rudder size to control the airplane if one engine needs to be shut down (Refer **Figure 1** in Question 1[b]).

<i>Wing:</i>	$S = 980 \text{ ft}^2$ $b = 93 \text{ ft}$
<i>Rudder:</i>	$\delta_r = \pm 15^\circ$
<i>Vertical tail:</i>	$S_v = 330 \text{ ft}^2$ $AR_v = 4.3$ $l_v = 37 \text{ ft}$ $\eta_v = 1.0$ $C_{L\alpha_v} = 4.02 \text{ rad}^{-1}$.
<i>Propulsion:</i>	$T = 14\,000 \text{ lb}$ each $l_t = 16 \text{ ft}$
<i>Flight condition:</i>	$V = 250 \text{ ft/s}$ $\rho = 0.002378 \text{ slug/ft}^3$

(15 marks)

3. [a] With the aid of a diagram, describe the axes systems used in aircraft stability and control analysis. State the conditions when the use of each axis system might be preferred.

(5 marks)

- [b] Explain how the aircraft dynamic equations of motion can be derived and linearized.

(5 marks)

- [c] Starting with the M moment equation,

$$M = I_y \dot{q} + rp(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2)$$

use the small-disturbance theory to determine the linearized moment equation

$$-M_u \Delta u - \left(M_w \frac{d}{dt} + M_{\dot{w}} \right) \Delta w + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q \frac{d}{dt} \right) \Delta \theta = M_{\delta_e} \Delta \delta_e + M_{\delta_T} \Delta \delta_T$$

Assume a steady-level flight for the reference flight conditions

(15 marks)

4. [a] Describe a system which is statically stable but dynamically unstable and give an example with the aid of a graphical representation.

(5 marks)

- [b] There are two basic oscillatory modes of motion that characterize the longitudinal motion of an airplane disturbed from its equilibrium flight condition. State these two modes of motion and discuss them by comparing their general differences and their effects on aircraft states (e.g., speed, angle of attack, etc.).

(5 marks)

- [c] The short-period equations for a particular aircraft can be expressed as follows:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{\alpha} & k_q \\ M_{\alpha} & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \end{bmatrix}$$

Assume that $k_{\alpha} = 2, k_q = 1$, determine M_{α} and M_q so that the damping ratio is 0.4 and the undamped natural frequency is 1 rad/s.

(15 marks)

1. [a] Terangkan secara terperinci, bilakah sesuatu pesawat akan mengalami longitudinal trim terbesar. Dalam kes ini, andaikan pesawat tersebut masih dalam kawalan juruterbang. Bincangkan dengan menyatakan permukaan kawalan, pusat kedudukan pusat graviti dan konfigurasi penerbangan.

(6 markah)

- [b] Dengan menganggap bahawa lengkung momen anggul untuk pesawat adalah

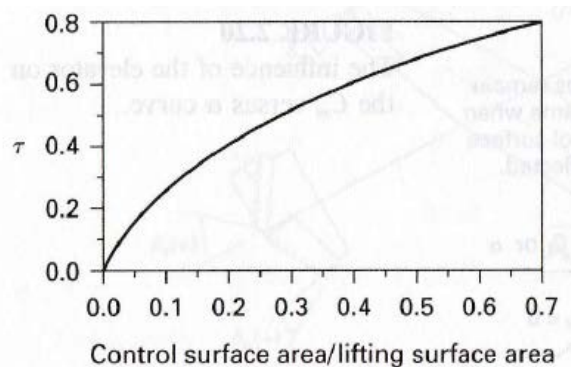
$$C_{m_{cg}} = -0.20 - 0.35\alpha$$

dimana α adalah dalam unit darjah ($^\circ$). Selain daripada ini, andaikan kenaikan dalam lengkung momen anggul yang terhasil adalah hanya daripada elevator seperti yang diberikan dalam persamaan di bawah,

$$\Delta C_{m_{cg}} = C_{m\delta_e} \delta_e$$

Menggunakan persamaan dan **Rajah 1** di bawah, anggarkan saiz elevator untuk trim pesawat yang membuat pendaratan pada sudut serangan 10° . Andaikan sudut elevator dikekangkan diantara $+20^\circ$ dan -25° .

$$\tau = -\frac{C_{m\delta_e}}{V_H \eta C_{L\alpha_t}}$$



Rajah 1

Diberi $S_t = 43 \text{ ft}^2$, $V_H = 0.66$, $\eta = 1$, dan $C_{L\alpha_t} = 3.9 \text{ rad}^{-1}$.

(14 markah)

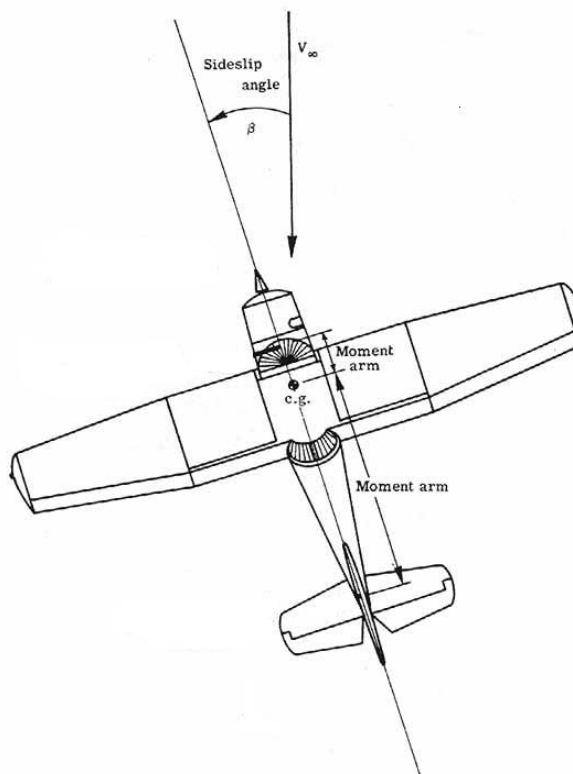
[c] Terangkan mengapa momen rewang terhasil apabila aileron dipesongkan.

(5 markah)

2. [a] Terangkan dengan ringkas tentang kestabilan berarah-sisian dan nyatakan keadaan yang diperlukan untuk sebuah kapal terbang kekal stabil dalam pergerakan ini.

(5 markah)

[b] Pesawat ringan mengalami slip sampingan yang positif yang menyebabkan sudut rewang negatif seperti yang digambarkan dalam **Rajah 2**.



Rajah 2

Terangkan bagaimana sumbangan momen dari fuselaj dan ekor vertikal akan memulihkan pesawat ke keadaan keseimbangannya.

(5 markah)

- [c] Bagi pesawat dengan enjin berkembar, momen rewang disebabkan oleh kehilangan kuasa dari enjin kanan boleh dinyatakan seperti dibawah,

$$N = Tl_t = C_n Q S b$$

dimana l_t ialah jarak tangan momen dari enjin ke kemudi. Dengan menggunakan parameter-parameter pesawat dan persamaan kuasa kawalan kemudi yang diberikan di bawah,

$$C_{n_{\delta_r}} = \frac{-C_n}{\delta_r} = -\eta_v V_v C_{L_{\alpha_v}} \tau$$

tentukan saiz kemudi untuk mengawal pesawat ini jika salah satu daripada enjin tersebut perlu dimatikan.

Parameter-parameter pesawat:-

Sayap: $S = 980 \text{ ft}^2$

$$b = 93 \text{ ft}$$

Kemudi: $\delta_r = \pm 15^\circ$

Ekor Tegak: $S_v = 330 \text{ ft}^2$

$$AR_v = 4.3$$

$$l_v = 37 \text{ ft}$$

$$\eta_v = 1.0$$

$$C_{L_{\alpha_v}} = 4.02 \text{ rad}^{-1}.$$

Pendorongan: $T = 14\,000 \text{ lb}$ each

$$l_t = 16 \text{ ft}$$

Keadaan $V = 250 \text{ ft/s}$
 penerbangan: $\rho = 0.002378 \text{ slug/ft}^3$

(15 markah)

3. [a] Dengan bantuan gambar rajah lakarkan sistem-sistem koordinat yang digunakan dalam kajian kestabilan dan kawalan kapal terbang. Nyatakan keadaan bila setiap sistem koordinat itu digunakan.

(5 markah)

- [b] Terangkan bagaimana persamaan pergerakan dinamik pesawat boleh diperoleh dan di linearakan.

(5 markah)

- [c] Bermula dengan persamaan

$$M = I_y \dot{q} + rp(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2)$$

gunakan teori gangguan kecil untuk menentukan persamaan momen yang linear

$$-M_u \Delta u - \left(M_w \frac{d}{dt} + M_w \right) \Delta w + \left(\frac{d^2}{dt^2} - M_q \frac{d}{dt} \right) \Delta \theta = M_{\delta_e} \Delta \delta_e + M_{\delta_T} \Delta \delta_T$$

Anggapkan penerbangan tahap mantap untuk keadaan penerbangan rujukan

(15 markah)

4. [a] Terangkan sistem yang stabil secara statik tetapi dinamik tidak stabil dan memberikan contoh dengan bantuan gambar rajah.

(5 markah)

- [b] Terdapat dua mod dasar gerakan berayun yang mencirikan pergerakan longitudinal pesawat terganggu dari keadaan penerbangan keseimbangannya. Nyatakan kedua-dua mod gerakan ini dan bincangkannya dengan membandingkan perbezaan umum dan kesannya terhadap keadaan pesawat (misalnya., kelajuan, sudut serangan, dan lain-lain).

(5 markah)

- [c] Persamaan mod jangka pendek untuk pesawat tertentu boleh dinyatakan seperti berikut:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{\alpha} & k_q \\ M_{\alpha} & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \end{bmatrix}$$

Anggapkan bahawa $k_{\alpha} = 2, k_q = 1$, tentukan M_{α} dan M_q supaya nisbah redaman adalah 0.4 dan frekuensi semula jadi yang tidak terampai ialah 1 rad/s.

(15 markah)

-000000000-