
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination
2015/2016 Academic Session

June 2016

ESA 369/3 – Flight Stability And Control
[Kestabilan & Kawalan Penerbangan]

Duration : 3 hours
[Masa : 3 jam]

Please ensure that this paper contains **NINE (9)** printed pages and **FOUR (4)** question before you begin examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEMBILAN (9)** mukasurat bercetak dan **EMPAT (4)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan].*

Instructions: Answer **ALL** questions.

Arahan : Jawab **SEMUA** soalan.]

Answer all questions in English only.

[Jawab semua soalan di dalam Bahasa Inggeris sahaja].

Each answer must begin from a new page.

[Setiap jawapan 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 digunakan].

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,

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 the 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° .

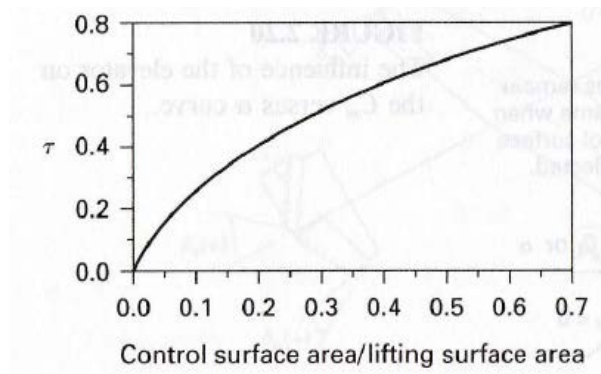


Figure 1

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] The stability coefficient C_{l_r} is the change in roll moment due to the yawing rate. What cause this effect and how does the vertical tail contribute to the C_{l_r} ? A simple discussion with appropriate sketches is required for this problem. **(4 marks)**
- [b] The stability coefficient $C_{l_{\delta_r}}$ is the change in roll moment coefficient due to rudder deflection. Briefly explain how this effect occurs. **(1 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, determine the rudder size to control the airplane if one engine needs to be shut down.

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

Aircraft Parameter:-

Wing: $S = 940 \text{ ft}^2$
 $b = 83 \text{ ft}$

Vertical tail: $S_v = 310 \text{ ft}^2$
 $AR_v = 4.3$
 $l_v = 37 \text{ ft}$
 $\eta_v = 1.0$
 $C_{L_{\alpha_v}} = 0.1/\text{deg}.$

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

Propulsion: $T = 16\,000 \text{ lb}$ each
 $l_t = 15 \text{ ft}$

Flight condition: $V = 220 \text{ ft/s}$
 $\rho = 0.002378 \text{ slug/ft}^3$

(20 marks)

3. [a] A system has the following characteristic equations:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 + 0.5x_1 - 10x_2 &= -1\delta \\ \dot{x}_2 - x_2 + x_1 &= 2\delta \end{aligned}$$

Where, x_1 and x_2 are the state variables and δ is the input to the system.

- (i) Rewrite these equations in state-space in terms of $\dot{x} = Ax + B\eta$ **(2 marks)**
- (ii) Find the characteristic equation using $|\lambda I - A| = 0$ **(2 marks)**
- (iii) Find the free response eigenvalues. **(2 marks)**
- (iv) Briefly explain, what do the eigenvalues in [iii] tell us about the response of this system? **(2 marks)**

- [b] The equation of motion of linearized longitudinal model is written in the state-space form, $\dot{x} = Ax + B\eta$ as below.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_w Z_u & M_w + M_w Z_w & M_q + M_w u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_\delta & X_{\delta_T} \\ Z_\delta & Z_{\delta_T} \\ M_\delta + M_w Z_\delta & M_{\delta_T} + M_w Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix}$$

From the equation above, matrix **A** is given as,

$$\begin{bmatrix} -0.045 & 0.036 & 0.0000 & -32.2 \\ -0.369 & -2.02 & 176 & 0.0000 \\ 0.0019 & -0.0396 & -2.948 & 0.000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

- (i) Using $|\lambda I - A| = 0$, determine the characteristic equation of the system. **(4 marks)**
- (ii) Determine the eigenvalues for long period (phugoid) and short period. **(4 marks)**
- (iii) Calculate the period, time and number of cycles of half amplitude for both long and short periods. **(9 marks)**

4. The components that make up the aircraft control system is shown in **Figure 4** below.

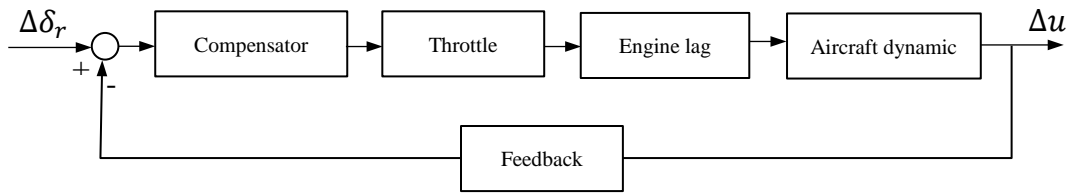


Figure 4

Given,

$$G(s)_{\text{compensator}} = \frac{K(s + 0.1)}{s}$$

$$G(s)_{\text{throttle}} = \frac{10}{s + 10}$$

$$G(s)_{\text{engine lag}} = \frac{1}{s + 0.1}$$

$$H(s)_{\text{feedback}} = 10s + 1$$

$$\text{Aircraft dynamic, } \frac{\Delta u}{\Delta \delta_r} = \frac{0.038s}{s^2 + 0.039s + 0.053}$$

- [a] Find the open loop transfer function, $G(s)H(s)$ of the system. **(5 marks)**
- [b] Sketch the root locus plot of the system. **(10 marks)**
- [c] Based on the root locus plot, determine the stability of the system. **(5 marks)**
- [d] Find the range of K for the aircraft to be stable. **(5 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.

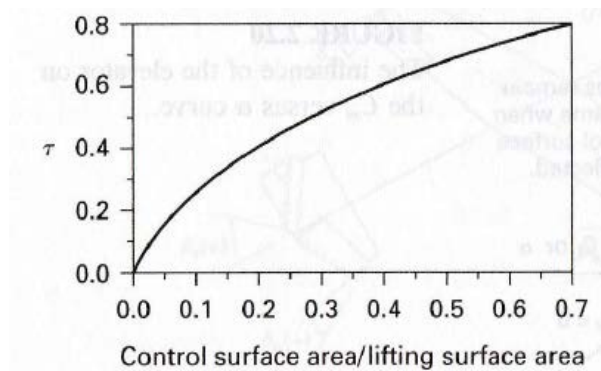
(6 markah)

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

di mana 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 ditekangkan diantara $+20^{\circ}$ dan -25° .

**Rajah 1**

Di beri $S_t = 43 \text{ ft}^2$, $V_H = 0.66$, $\eta = 1$, 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] Kestabilan pekali C_{l_r} adalah perubahan dalam masa roll disebabkan oleh kadar rewang. Apakah yang menyebabkan kesan ini berlaku dan bagaimana ekor-menegak menyumbang kepada pekali C_{l_r} ? Dengan lakaran yang sesuai, bincangkan secara ringkas apakah yang diperlukan untuk menyelesaikan masalah ini.

(4 markah)

- [b] Pekali kestabilan $C_{l_{\delta_r}}$ adalah perubahan pekali momen roll yang disebabkan oleh kemudi-pesongan. Sekali lagi, menjelaskan bagaimana kesan ini berlaku.

(1 markah)

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

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

di mana l_t ialah jarak tangan momen dari enjin ke kemudi. Dengan menggunakan parameter-parameter pesawat dan persamaan kuasa kawalan kemudi yang diberikan di bawah, tentukan saiz kemudi untuk mengawal pesawat ini jika salah satu daripada enjin tersebut perlu dimatikan.

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

Parameter-parameter pesawat:-

Sayap: $S = 940 \text{ ft}^2$
 $b = 83 \text{ ft}$

Ekor Tegak: $S_v = 310 \text{ ft}^2$
 $AR_v = 4.3$
 $l_v = 37 \text{ ft}$
 $\eta_v = 1.0$
 $C_{l_{\alpha_v}} = 0.1/\text{deg}$.

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

Pendorongan: $T = 16\,000 \text{ lb}$ setiap enjin
 $l_t = 15 \text{ ft}$

Keadaan penerbangan: $V = 220 \text{ ft/s}$
 $\rho = 0.002378 \text{ slug/ft}^3$

(20 markah)

3. [a] Satu sistem mempunyai persamaan karakteristik seperti berikut. Di mana, x_1 dan x_2 adalah pembolehubah keadaan dan δ ialah daya masukkan kepada sistem tersebut.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 + 0.5x_1 - 10x_2 &= -1\delta \\ \dot{x}_2 - x_2 + x_1 &= 2\delta \end{aligned}$$

- [i] Tuliskan semula persamaan-persamaan in dalam bentuk 'state-space'

$$\dot{x} = Ax + B\eta.$$

(2 markah)

- [ii] Tentukan persamaan karakteristik dengan menggunakan $|\lambda I - A| = 0$.

(2 markah)

- [iii] Tentukan sambutan bebas nilai eigen.

(2 markah)

- [iv] Terangkan secara ringkas, apakah kesan nilai eigen dalam [iii] terhadap sambutan sistem.

(2 markah)

- [b] Persamaan pergerakan untuk model longitud linear di tulis dalam bentuk 'state space' $\dot{x} = Ax + B\eta$ adalah seperti di bawah.

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_w Z_u & M_w + M_w Z_w & M_q + M_w u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_\delta & X_{\delta_T} \\ Z_\delta & Z_{\delta_T} \\ M_\delta + M_w Z_\delta & M_{\delta_T} + M_w Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta \\ \Delta \delta_T \end{bmatrix}$$

Daripada persamaan ini, matrik A adalah seperti berikut.

$$\begin{bmatrix} -0.045 & 0.036 & 0.0000 & -32.2 \\ -0.369 & -2.02 & 176 & 0.0000 \\ 0.0019 & -0.0396 & -2.948 & 0.000 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}$$

- [i] Dengan menggunakan $|\lambda I - A| = 0$, tentukan persamaan karakteristik sistem tersebut.

(4 markah)

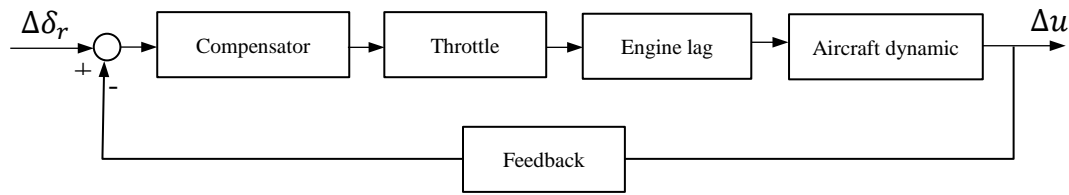
- [ii] Tentukan nilai eigen untuk jangkamasa panjang (phugoid) dan jangkamasa pendek.

(4 markah)

- [iii] Tentukan jangkamasa, masa dan bilangan kitaran separuh amplitud untuk kedua-dua jangkamasa pendek dan panjang.

(9 markah)

4. *Komponen-komponen yang melengkapkan sistem kawalan pesawat ditunjukkan dalam Rajah 4 di bawah.*



Di beri,

$$G(s)_{\text{compensator}} = \frac{K(s + 0.1)}{s}$$

$$G(s)_{\text{throttle}} = \frac{10}{s + 10}$$

$$G(s)_{\text{engine lag}} = \frac{1}{s + 0.1}$$

$$H(s)_{\text{feedback}} = 10s + 1$$

$$\text{Aircraft dynamic, } \frac{\Delta u}{\Delta \delta_r} = \frac{0.038s}{s^2 + 0.039s + 0.053}$$

- [a] *Tentukan rangkap pindah gelung terbuka $G(s)H(s)$ sistem tersebut.*
(5 markah)
- [b] *Lakarkan londar punca untuk sistem tersebut.*
(10 markah)
- [c] *Berdasarkan londar punca yang dilukis, tentukan kestabilan sistem tersebut.*
(5 markah)
- [d] *Cari julat gandaan K supaya pesawat dalam keadaan stabil.*
(5 markah)

ooo000ooo