
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination
2008/2009 Academic Session
*Peperiksaan Semester Kedua
Sidang Akademik 2008/2009*

April/Mei 2009

ESA 365/3 – Spacecraft Attitude Control
Kawalan Atitud Kapal Angkasa

Duration : 3 hours
[Masa : 3 jam]

INSTRUCTION TO CANDIDATES
ARAHAN KEPADA CALON

Please ensure that this paper contains **TEN (10)** printed pages and **SEVEN (7)** questions before you begin examination.

*Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEPULUH (10)** mukasurat bercetak dan **TUJUH (7)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.*

Part A: Answer **THREE (3)** questions. Part B: Answer **TWO (2)** questions.
*Bahagian A: Jawab **TIGA (3)** soalan. Bahagian B: Jawab **DUA (2)** soalan.*

Student may answer the questions either in English or Bahasa Malaysia.
Pelajar boleh menjawab soalan dalam Bahasa Inggeris atau Bahasa Malaysia.

APPENDIX/LAMPIRAN

1. Appendix/Lampiran (1 page/mukasurat)

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

PART A/BAHAGIAN A

1. (a) Discuss and draw selection of the coordinate systems to be used for controlling the attitude of the Earth Observation Satellite.

Bincang dan lukiskan pemilihan sistem koordinat untuk kegunaan mengawal sikap Satellite Pemerhati Bumi.

(15 marks/markah)

- (b) Given the 6 classical orbital parameters as in **Figure 1**, define the vector \mathbf{r} in the Earth-Centered-Inertial (ECI) coordinate system.

*Diberi 6 orbit parameter klasik seperti **Gambarajah 1**, terbitkan vektor \mathbf{r} pada ECI sistem koordinat.*

(45 marks/markah)

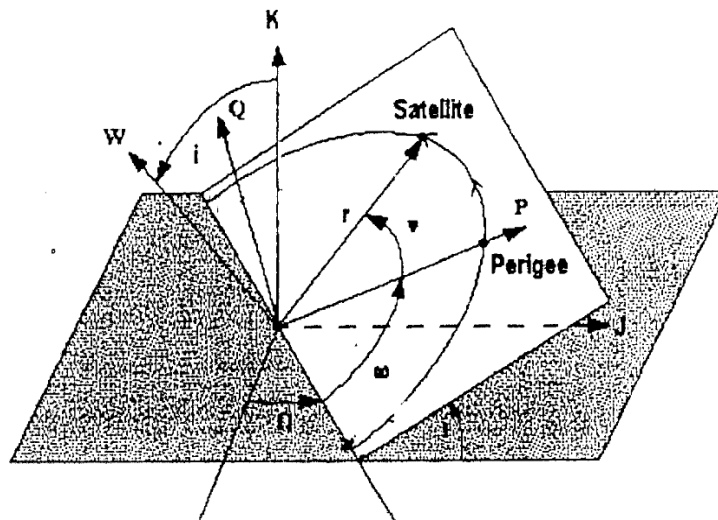


Figure 1/Gambarajah 1

- (c) Suppose that the Inertia Matrix of the satellite is given by:

Di andaikan Matrik Inersia sebuah satelit seperti berikut:

$$[\mathbf{I}] = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} N \cdot m \cdot s^2$$

Show that the general dynamic equations of motion of the satellite in body axis when no torques applied is:

Buktikan bahawa persamaan umum bagi dinamik gerakan satelit pada paksi jasad jika tiada kilasan dikenakan adalah seperti berikut:

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) = 0$$

$$I_y \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) = 0$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) = 0$$

(40 marks/markah)

2. (a) Discuss the earth gravitational pull effect on the orbiting object in space. How this technique can be applied to control the satellite? What is the device used for this purpose? What is the limitation of this technique?

Bincangkan pengaruh tarikan daya graviti ke atas sesuatu jasad yang mengorbit di angkasa. Bagaimana teknik ini boleh digunakan untuk mengawal satelit? Apakah alat yang digunakan untuk tujuan ini? Apakah kelemahan teknik ini?

(30 marks/markah)

- (b) Discuss the torque caused by the Earth's magnetic field acting on a satellite. Explain how this torque can be used to control the satellite. What is the device used for this purpose? What is the limitation of this control technique?

Bincangkan kilasan yang terhasil akibat dari tindak balas medan magnetik bumi ke atas sesebuah satelit. Terangkan bagaimana kilasan ini boleh digunakan untuk mengawal satelit? Apakah alat yang digunakan untuk tujuan ini? Apakah kelemahan teknik ini?

(30 marks/markah)

- (c) A satellite is equipped with a momentum wheel and a reaction wheel. The momentum wheel is placed along the pitch axis while the reaction wheel is placed along the yaw axis as in **Figure 2**. Define the dynamic equations of motion of this satellite.

*Sebuah satelit dilengkapi dengan sebuah roda kepesatan dan sebuah roda tindakbalas. Roda kepesatan diletakkan pada paksi pitch manakala roda tindakbalas diletak pada paksi yaw seperti yang terpapar di **Gambarajah 2**. Terbitkan persamaan dinamik gerakan satelit ini.*

(40 marks/markah)

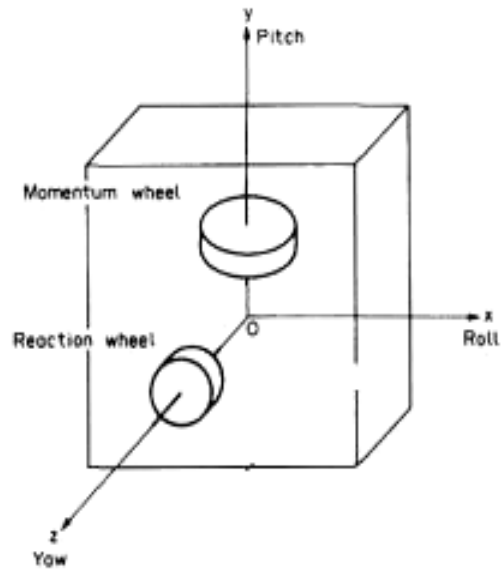


Figure 2/Gambarajah 2

3. (a) Explain what is gyroscopic stiffness? Explain how this effect can be used to stabilize the satellite. Give an example of the satellite types that employ this effect and explain.

Apakah yang dimaksudkan dengan kekakuan giroskop? Terangkan bagaimana keadaan ini dapat digunakan untuk menstabilkan sesebuah satelit. Berikan satu contoh jenis satelit yang menggunakan teknik ini dan terangkan.

(40 marks/markah)

- (b) What are the three momentum-control devices and how they work for controlling the satellite? What are their main differences?

Apakah tiga jenis alat kawal-kepesatan dan bagaimana ia berfungsi untuk mengawal satelit? Apakah perbezaan nyata ketiga-tiga alat tersebut?

(30 marks/markah)

- (c) A satellite is using two symmetrically inclined momentum wheels in a V configuration as in **Figure 3**. Rotational axis of both wheels lie in the Y_B - Z_B body plane, and they deviate from the Y_B axis by an angle α . Define the total control torque generated by the wheels along the Y_B and Z_B axes.

*Sebuah satelit menggunakan dua buah roda kepesatan yang simetri dan dicondongkan supaya membentuk huruf 'V' seperti pada **Gambarajah 3**. Paksi putaran kedua-dua roda kepesatan berada pada satah Y_B - Z_B badan satelit, yang mana kedua-duanya dicondongkan daripada paksi Y_B dengan sudut sebanyak α darjah. Tentukan jumlah daya kilasan kawalan yang dihasilkan oleh kedua-dua roda kepesatan pada paksi Y_B dan Z_B .*

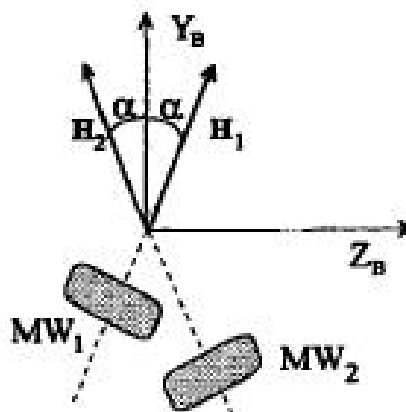


Figure 3/Gambarajah 3

(30 marks/markah)

4. (a) Draw the block diagram of a complete attitude determination and control subsystem and discuss all of the components.

Lukiskan gambarajah blok subsistem penentuan sikap dan kawalan yang lengkap dan bincangkan setiap komponen tersebut.

(25 marks/markah)

- (b) A satellite employs 4 reaction wheels for control purposes. The configuration of the wheels is as depicted in **Figure 4** with rotational axes of each wheels inclined to the X_B - Y_B plane by an angle β . Define the control torques produced along the three body axes.

*Sebuah satelit menggunakan 4 roda tindakbalas untuk tujuan kawalan. Rekabentuk susunan roda-roda tersebut adalah seperti **Gambarajah 4** dengan paksi putaran setiap roda dicondongkan pada satah X_B - Y_B sebanyak β darjah. Tentukan kilasan kawalan yang dihasilkan pada setiap paksi badan satelit.*

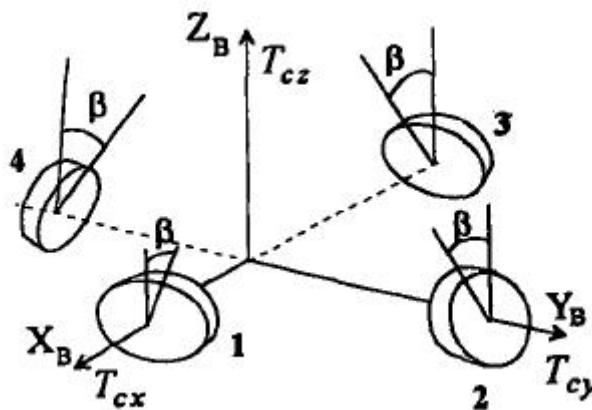


Figure 4/Gambarajah 4

(45 marks/markah)

- (c) Draw block diagram of basic model of a momentum exchange device in the torque command mode.

Lukiskan gambarajah blok bagi model asas alat penukar kepesatan dalam mod perintah kilasan.

(30 marks/markah)

PART B/BAHAGIAN B

5. An orbiting satellite carries an observation camera onboard has a circular orbit. This satellite motion corresponds to an orbit phase of 16-turns per day.

Sebuah satelit mengedar bumi yang membawa sebuah kamera mempunyai orbit bulat. Satelit ini mempunyai fasa pergerakan sebanyak 16-pusingan sehari.

- (a) Calculate the altitude of the satellite.

Kira altitud satelit.

(50 marks/markah)

- (b) Calculate the velocity of the satellite.

Kira kelajuan satelit.

(50 marks/markah)

6. Given the Uosat Satellite parameter:

Mass	: 50kg
Moment of Inertia	: (120, 120, 1) kgm ²
Satellite body	: 400 x 400 x 600 mm
Altitude	: 800 km
ϕ, θ, ψ	: 1 radian

Diberi parameter Satelit Uosat seperti berikut:

<i>Jisim</i>	: 50kg
<i>Momen Inersia</i>	: (120, 120, 1) kgm ²
<i>Badan Satelit</i>	: 400 x 400 x 600 mm
<i>Altitude</i>	: 800 km
<i>ϕ, θ, ψ</i>	: 1 radian

(a) How large is the maximum gravitational moment?

Berapa besar momen graviti maksimum?

(50 marks/markah)

(b) Compute the oscillation frequency about pitch axis with respect to orbit frequency (ω_0).

Kira frekuensi putaran pada paksi pitch merujuk pada orbit frekuensi (ω_0).

(50 marks/markah)

7. The camera is located along the z -axis (LOS – Line of Sight) of the satellite body to perform Earth observation mission. At time t_0 , the following telemetry data is received:

Kamera diletak pada paksi z (LOS) badan satelit untuk melaksanakan misi pemerhatian bumi. Pada masa t_0 data telemetri berikut diterima:

Orbit parameter: in Keplerian Coordinates

$$\begin{aligned} a &= 6878 \text{ km} \\ e &= 0.001 \\ i &= 53^\circ \\ \Omega &= 172^\circ \\ \omega &= 278^\circ \\ \nu &= 17^\circ \end{aligned}$$

Attitude parameter: measured quaternion (inertial frame to body frame)

$$q_{I/B} = [-0.182 \quad 0.241 \quad -0.953 \quad 0.019]^T$$

Parameter orbit: pada Keplerian koordinat

$$\begin{aligned} a &= 6878 \text{ km} \\ e &= 0.001 \\ i &= 53^\circ \\ \Omega &= 172^\circ \\ \omega &= 278^\circ \\ \nu &= 17^\circ \end{aligned}$$

Parameter sikap satelit: quaternion yang diukur (inertial koordinat kepada badan koordinat)

$$q_{I/B} = [-0.182 \quad 0.241 \quad -0.953 \quad 0.019]^T$$

- (a) What is the LOS of the camera in ECI coordinates?

Apakah LOS kamera pada ECI sistem koordinat?

(70 marks/markah)

- (c) How much has the camera deviated from the desired pointing direction?

Berapakah sudut ketersasaran LOS daripada arah yang sepatutnya?

(30 marks/markah)

~ ooo000ooo ~

APPENDIX/LAMPIRAN

Quaternion multiplication:

$$\bar{q} = \bar{q}'' \bullet \bar{q}' = s(\bar{q}') \cdot \bar{q}''$$

$$\underline{s}(\bar{q}') = \begin{pmatrix} q'_4 & q'_3 & -q'_2 & q'_1 \\ -q'_3 & q'_4 & q'_1 & q'_2 \\ q'_2 & -q'_1 & q'_4 & q'_3 \\ -q'_1 & -q'_2 & -q'_3 & q'_4 \end{pmatrix}$$

Direction Cosine Matrix computed from a quaternion:

$$\underline{A}(\bar{q}) = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix}$$

Quaternion attitude of the LVLH coordinate frame w.r.t the ECI coordinate frame:

$$\bar{q}_{IE/LVLH} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} +\sin \frac{i}{2} \cdot \begin{bmatrix} \cos \frac{u-\Omega}{2} & -\sin \frac{u-\Omega}{2} \end{bmatrix} & -\cos \frac{i}{2} \cdot \begin{bmatrix} \cos \frac{u+\Omega}{2} & -\sin \frac{u+\Omega}{2} \end{bmatrix} \\ -\sin \frac{i}{2} \cdot \begin{bmatrix} \cos \frac{u-\Omega}{2} & +\sin \frac{u-\Omega}{2} \end{bmatrix} & -\cos \frac{i}{2} \cdot \begin{bmatrix} \cos \frac{u+\Omega}{2} & +\sin \frac{u+\Omega}{2} \end{bmatrix} \\ -\sin \frac{i}{2} \cdot \begin{bmatrix} \cos \frac{u-\Omega}{2} & +\sin \frac{u-\Omega}{2} \end{bmatrix} & +\cos \frac{i}{2} \cdot \begin{bmatrix} \cos \frac{u+\Omega}{2} & +\sin \frac{u+\Omega}{2} \end{bmatrix} \\ +\sin \frac{i}{2} \cdot \begin{bmatrix} \cos \frac{u-\Omega}{2} & -\sin \frac{u-\Omega}{2} \end{bmatrix} & +\cos \frac{i}{2} \cdot \begin{bmatrix} \cos \frac{u+\Omega}{2} & -\sin \frac{u+\Omega}{2} \end{bmatrix} \end{bmatrix}$$

Angular velocity vector of a rotating vector:

$$\underline{\omega}_{I/B} = \underline{\omega}_{LVLH/B} + \underline{\omega}_{I/LVLH/B}$$

General Linearized satellite dynamic equations of motion:

$$\begin{aligned} I_x \ddot{\phi} + \omega_0^2 (I_y - I_z) \phi - \omega_0 (I_x - I_y + I_z) \dot{\psi} &= T_x \\ I_y \ddot{\theta} &= T_y \\ I_z \ddot{\psi} + \omega_0^2 (I_y - I_x) \psi + \omega_0 (I_x - I_y + I_z) \dot{\phi} &= T_z \end{aligned}$$