

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

First Semester Examination  
Academic Session 2009/2010  
*Peperiksaan Semester Pertama  
Sidang Akademik 2009/2010*

November 2009  
*November 2009*

**ESA 380/3 – Orbital Mechanics**  
*Mekanik Orbit*

Duration : 3 hours  
*[Masa : 3 jam]*

---

**INSTRUCTION TO CANDIDATES**

**ARAHAN KEPADA CALON**

Please ensure that this paper contains **EIGHT (8)** printed pages and **SIX (6)** questions before you begin examination.

*Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **LAPAN (8)** mukasurat bercetak dan **ENAM (6)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.*

Answer **FIVE (5)** questions.

*Jawab **LIMA (5)** soalan.*

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

*Pelajar boleh menjawab soalan dalam Bahasa Inggeris atau Bahasa Malaysia.*

Each question 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 kertas soalan, versi Bahasa Inggeris hendaklah digunakan pakai.*

Appendix/*Lampiran*

[1 pages/mukasurat]

1. (a) Derive the equation of motion for two body problem.

*Terbitkan persamaan gerakan untuk permasalahan dua jasad.*

**(30 marks/markah)**

- (b) At two points on a geocentric orbit the altitude and true anomaly are  $z_1 = 1545\text{km}$ ,  $\theta_1 = 126^\circ$  and  $z_2 = 852\text{km}$ ,  $\theta_2 = 58^\circ$ , respectively. Find

*Di dua lokasi pada orbit geopusat, ketinggian dan juga sudut anomalnya masing-masing adalah  $z_1 = 1545\text{km}$ ,  $\theta_1 = 126^\circ$  dan  $z_2 = 852\text{km}$ ,  $\theta_2 = 58^\circ$ . Cari*

- (i) The eccentricity  
*Keeksentrikan*
- (ii) The altitude of perigee  
*Ketinggian perigi*
- (iii) The semimajor axis  
*Paksi setengah utama*
- (iv) The period  
*Tempoh*

**(40 marks/markah)**

- (c) Draw the location of the equilibrium points that also known as Lagrangian Points for Earth-Sun system. If a spacecraft with sun monitoring mission is planned to be launched, which point of Lagrangian Point is suitable for this mission? Explain.

*Lukiskan lokasi titik keseimbangan yang juga dikenali sebagai titik Lagrange untuk sistem bumi - matahari. Jika sebuah kapal angkasa yang mempunyai misi untuk memerhati matahari bakal dilancarkan, titik Langrange manakah yang bersesuaian untuk misi ini? Terangkan.*

**(30 marks/markah)**

2. (a) Draw the orientation of the orbit in three dimensions.

*Lukiskan orientasi orbit dalam tiga dimensi.*

**(10 marks/markah)**

- (b) Given the orbital elements  $e = 1.4$ ,  $i = 30^\circ$ ,  $\Omega = 40^\circ$ ,  $\omega = 40^\circ$  and  $\theta = 30^\circ$ . Compute the transformation matrix from the perifocal frame into geocentric equatorial frame.

*Di beri elemen-elemen orbit  $e = 1.4$ ,  $i = 30^\circ$ ,  $\Omega = 40^\circ$ ,  $\omega = 40^\circ$  dan  $\theta = 30^\circ$ . Kirakan matrik transformasi untuk penukaran dari bingkai perifokal kepada bingkai geosepusat khatulistiwa.*

**(50 marks/markah)**

- (c) Given the state vector of a satellite at  $\theta = 30^\circ$  as

*Di beri bahawa vektor keadaan sebuah satelit pada  $\theta = 30^\circ$  adalah*

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{PQW} &= 6285\mathbf{i} + 3628.6\mathbf{j} \text{ (km)} \\ \mathbf{v}_{PQW} &= -2.4913\mathbf{i} + 11.290\mathbf{j} \text{ (kms}^{-1}\text{)} \end{aligned}$$

Based on answer in (b), expressed these state vectors in geocentric equatorial frame.

*Merujuk pada jawapan (b), nyatakan vektor keadaan ini dalam bingkai geopusat khatulistiwa.*

**(40 marks/markah)**

3. The geocentric equatorial position vectors of a satellite at three separate times are  
*Vektor keadaan geopusat khatulistiwa sebuah satelit pada tiga masa berbeza adalah*

$$\mathbf{r}_1 = 5887\mathbf{i} - 3520\mathbf{j} - 1204\mathbf{k} \text{ (km)}$$

$$\mathbf{r}_2 = 5572\mathbf{i} - 3457\mathbf{j} - 2376\mathbf{k} \text{ (km)}$$

$$\mathbf{r}_3 = 5088\mathbf{i} - 3289\mathbf{j} - 3480\mathbf{k} \text{ (km)}$$

- (a) Find  $\mathbf{v}_2$

*Cari  $\mathbf{v}_2$*

**(50 marks/markah)**

- (b) Find the orbital elements.

*Cari elemen-elemen orbit.*

**(50 marks/markah)**

4. (a) Calculate the local sidereal time (in degrees) at Los Angeles, California (west longitude  $118^{\circ}58'$ ) at 20:00 UT on 4 July 2005.

*Kira masa hari ikut bintang tempatan (dalam darjah) bagi Los Angeles, California (longitud ke barat  $118^{\circ}58'$ ) pada 20:00 UT bersamaan 4 Julai 2005.*

**(50 marks/markah)**

- (b) Define all forces that can cause orbit perturbation.

*Nyatakan kesemua daya yang boleh menyebabkan gangguan orbit.*

**(10 marks/markah)**

- (c) A small remote sensing satellite is operated at LEO orbit. Discuss the perturbation forces that this satellite is exposed to and define the orbital parameter that affected towards these forces.

*Sebuah satelit penderiaan jauh beroperasi pada orbit LEO. Bincangkan daya gangguan yang dialami oleh satelit ini dan nyatakan elemen orbit yang terganggu akibat daya-daya tersebut.*

**(40 marks/markah)**

5. A spacecraft is in a 300 km circular earth orbit, Calculate

*Sebuah kapal angkasa berada pada orbit bulat 300 km. Kira*

- (a) The total  $\Delta v$  required for the bi-elliptical transfer to a 3000 km altitude coplanar circular orbit, see Figure 1.

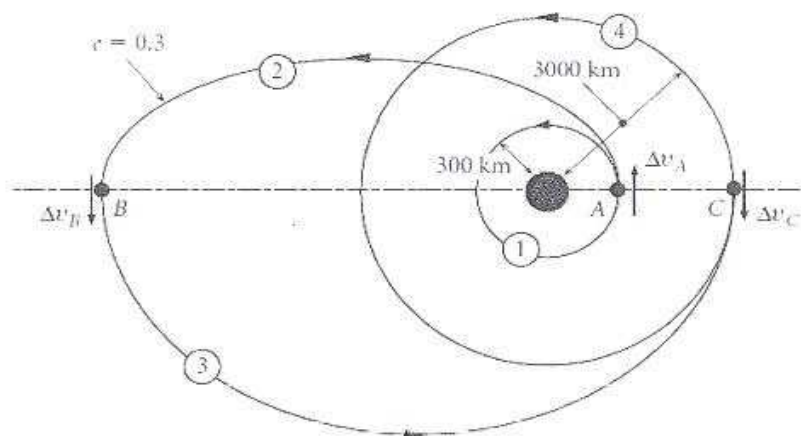
*Jumlah  $\Delta v$  yang diperlukan untuk perpindahan 'bi-elliptical' ke altitud 3000 km orbit bulat sesatah, lihat Gambarajah 1.*

**(80 marks/markah)**

- (b) The total transfer time.

*Jumlah masa perpindahan.*

**(20 marks/markah)**



**Figure 1/Rajah 1**

6. (a) Prove that the total  $\Delta v$  required for Hohmann transfer from a circular orbit 1 to a circular orbit 2 is  $0.5342\sqrt{\mu/r}$ , see Figure 2.

*Buktikan bahawa jumlah  $\Delta v$  yang diperlukan untuk perpindahan Hohmann dari orbit 1 ke orbit 2 ialah  $0.5342\sqrt{\mu/r}$ , lihat Rajah 2.*

**(40 marks/markah)**

- (b) A spacecraft is launched on a mission to Mars starting from a 300 km circular parking orbit. Calculate :

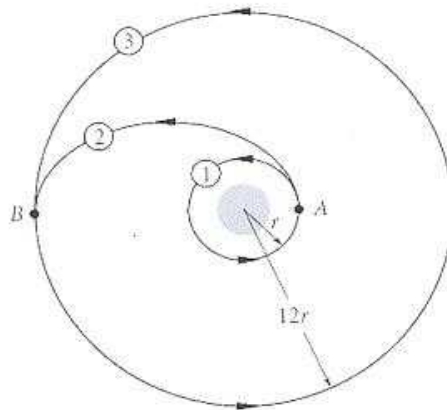
*Sebuah kapal angkasa dilancarkan untuk misi ke Marikh bermula dari orbit letak bulat 300 km. Kira :*

- (i) The  $\Delta v$  required

*$\Delta v$  yang diperlukan*

- (ii) The location of perigee of the departure hyperbola

*Lokasi perigi untuk keberangkatan hiperbola.*



**Figure 2/Rajah 2**

**(60 marks/markah)**

~ ooo000ooo ~

$$J_0 = 367.2004 - \text{INT} \left\{ \frac{7 \left[ 2004 + \text{INT} \left( \frac{5+9}{12} \right) \right]}{4} \right\} + \text{INT} \left( \frac{275.5}{9} \right) + 12 + 1721013.5$$

$$JD = J_0 + \frac{UT}{24}$$

$$T_0 = \frac{J_0 - 2451545}{36525}$$

$$\theta_{G0} = 100.4606184 + 36000.77004T_0 + 0.000387933T_0^2 - 2.583(10^{-8})T_0^3 \text{ (degrees)}$$

$$\theta_G = \theta_{G0} + 360.98564724 \frac{UT}{24}$$

$$\mathbf{N} = r_1(\mathbf{r}_2 \times \mathbf{r}_3) + r_2(\mathbf{r}_3 \times \mathbf{r}_1) + r_3(\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2)$$

$$\mathbf{D} = \mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2 + \mathbf{r}_2 \times \mathbf{r}_3 + \mathbf{r}_3 \times \mathbf{r}_1$$

$$\mathbf{S} = r_1(\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_3) + r_2(\mathbf{r}_3 - \mathbf{r}_1) + r_3(\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_2)$$

$$\mathbf{v} = \sqrt{\frac{\mu}{ND}} \left( \frac{\mathbf{D} \times \mathbf{r}}{r} + \mathbf{S} \right)$$