
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination
2012/2013 Academic Session

June 2013

ESA 380/3 – Orbital Mechanics
[Mekanik Orbit]

Duration : 3 hours
[Masa: 3 jam]

Please ensure that this paper contains **EIGHT (8)** printed pages and **FIVE (5)** questions before you begin examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **LAPAN (8)** mukasurat bercetak dan **LIMA (5)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan].*

Instructions : Answer **FIVE (5)** questions.

Arahan : 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 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].

Answer **FIVE (5)** questions.

Jawab **LIMA (5)** soalan.

1. [a] Figure 1 shows a system of 4-body problem. Assume that m_3 is a rocket that expels mass to produce thrust and m_2 is the Earth. While the remaining masses m_1 and m_4 are the moon and other planet, respectively. By considering only gravitational forces of these objects,

- [i] Develop the equation of motion of the rocket with respect to the inertial frame.

(35 marks)

- [ii] Develop the equation of motion of the rocket relative to the earth.

(35 marks)

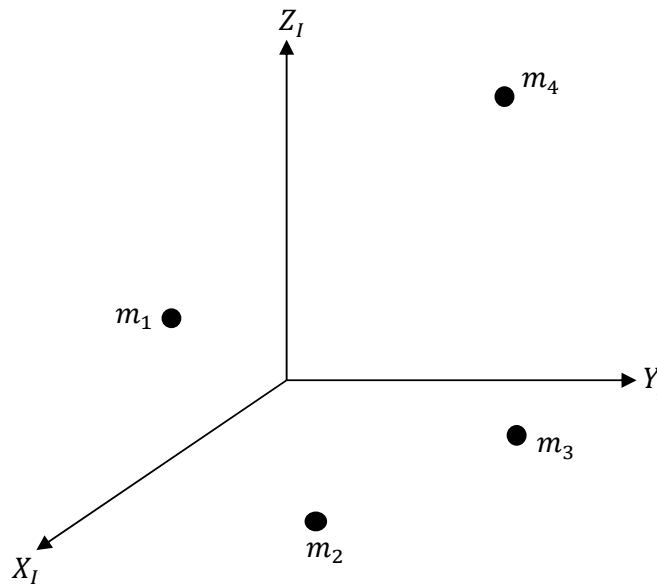


Figure 1

- [b] A satellite is in earth orbit for which the perigee altitude is 200 km and the apogee altitude is 600 km. Find the time interval during which the satellite remains above an altitude 400 km. Given the eccentric anomaly for elliptical orbit as

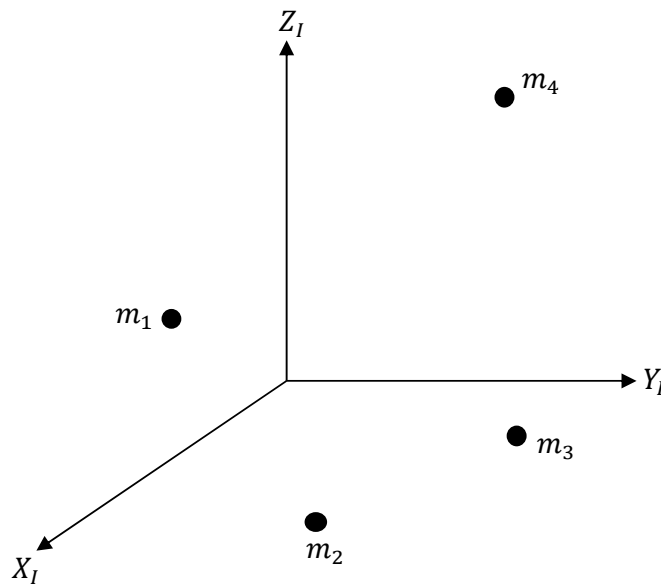
$$\tan \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan \frac{\theta}{2}$$

(30 marks)

1. [a] *Rajah 1 menunjukkan sebuah sistem masalah 4-jasad. Anggap m_3 sebagai sebuah roket yang mengeluarkan jisim untuk menghasilkan daya dan m_2 sebagai bumi. Sementara jasad m_1 dan m_4 adalah bulan dan planet lain. Dengan hanya mempertimbangkan tarikan graviti jasad-jasad tersebut,*

[i] *Hasilkan persamaan gerakan roket relatif kepada bingkai tegar.*
(35 markah)

[ii] *Hasilkan persamaan gerakan roket relatif kepada bumi.*
(35 markah)



Rajah 1

- [b] *Sebuah satelit berada pada orbit bumi dengan ketinggian perigi 200 km dan ketinggian apogi 600 km. Cari sela masa diantara semasa satelit berada pada ketinggian 400 km. Diberi anomali eksentrik bagi orbit eliptik adalah*

$$\tan \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan \frac{\theta}{2}$$

(30 markah)

2. [a] 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.

(60 marks)

- [b] Given the state vector of a satellite at $\theta = 30^\circ$ as

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

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

(40 marks)

2. [a] *Diberi elemen-elemen orbit $e = 1.4$, $i = 30^\circ$, $\Omega = 40^\circ$, $\omega = 40^\circ$ dan $\theta = 30^\circ$. Kirakan matrik transformati untuk penukaran dari bingkai perifokal kepada bingkai geosepusat khatulistiwa.*

(60 markah)

- [b] *Diberi bahawa vektor keadaan sebuah satelit pada $\theta = 30^\circ$ adalah*

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

Merujuk pada jawapan (a), nyatakan vektor keadaan ini dalam bingkai geoposat khatulistiwa.

(40 markah)

3. [a] Draw the orientation of the orbit in three dimensions and list all the classical orbital elements.
(10 marks)
- [b] 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.
(20 marks)
- [c] Two geocentric elliptical orbits have common apse lines and their perigees are on the same side of the earth. The first orbit has a perigee radius of $r_p = 7000 \text{ km}$ and $e = 0.3$, whereas for the second orbit $r_p = 32000 \text{ km}$ and $e = 0.5$.
- [i] Sketch these orbits including the possible transfer orbits to transfer from orbit 1 to orbit 2.
(25 marks)
- [ii] Calculate the minimum total delta- v .
(25 marks)
- [iii] Calculate the time for transfer in (ii) and its different from the time of the other possible transfer?
(20 marks)
3. [a] *Lukiskan orientasi orbit dalam tiga dimensi dan senaraikan kesemua elemen orbit klasik.*
(10 markah)
- [b] *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.*
(20 markah)
- [c] *Dua orbit eliptik geosentrik mempunyai garis apse yang sama dan perigi masing-masing terletak pada bahagian bumi yang sama. Orbit pertama mempunyai radius perigi $r_p = 7000 \text{ km}$ dan $e = 0.3$. Manakala orbit kedua $r_p = 32000 \text{ km}$ dan $e = 0.5$.*
- [i] *Lakarkan kedua-dua orbit berikut termasuk orbit-orbit pindah yang ada untuk berpindah dari orbit 1 ke orbit 2.*
(25 markah)
- [ii] *Kirakan jumlah minimum delta- v .*
(25 markah)
- [iii] *Kirakan masa yang diambil untuk perpindahan di (ii) dan sela masanya dengan proses pindah yang lain.*
(20 markah)

4. [a] Spacecraft at A and B are in the same orbit 1. At the instant shown in Figure 3 the chaser vehicle at A executes a phasing maneuver so as to catch the target spacecraft back at A after just one revolution of the chaser's phasing orbit 2. Calculate the required Δv ?

(50 marks)

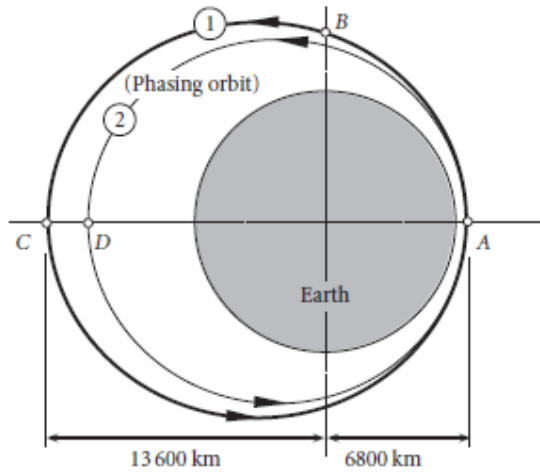


Figure 3

- [b] A spacecraft is in a circular, equatorial orbit 1 of radius r_0 about a planet. At point B it impulsively transfers to polar orbit 2, whose eccentricity is 0.25 and whose perigee is directly over the North Pole. Calculate the minimum Δv required at B for this maneuver (leave your answer in terms of μ and r_0 .)

(50 marks)

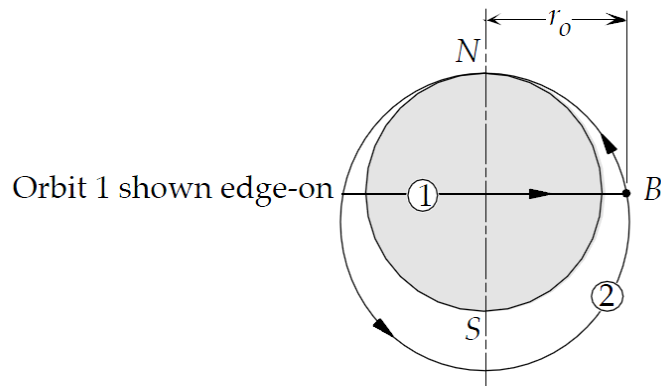
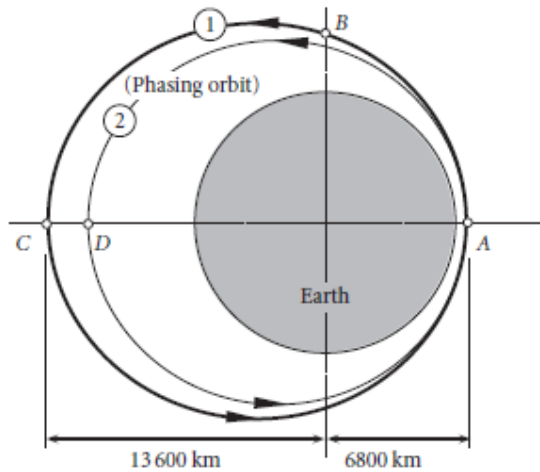


Figure 4

4. [a] Kapal angkasa pada A dan B berada pada orbit yang sama iaitu orbit 1. Pada masa yang sama seperti yang dipaparkan dalam Gambar rajah 3, kenderaan pengejar pada A melaksanakan gerakan fasa untuk menangkap kapal angkasa sasaran kembali pada A hanya selepas satu putaran lengkap orbit fasa kenderaan pengejar iaitu orbit 2. Kirakan delta- v yang diperlukan?

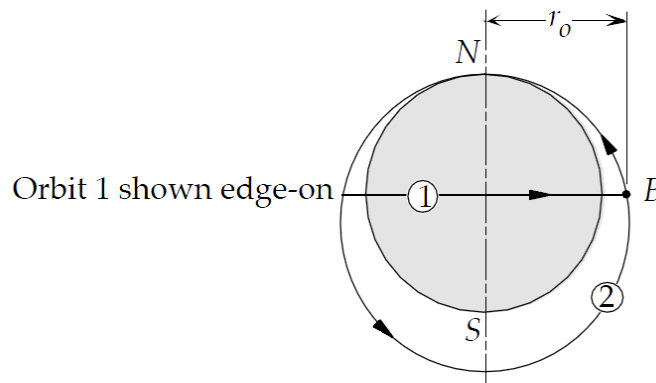
(50 markah)



Rajah 3

- [b] Sebuah kapal angkasa berada pada orbit bulat khatulistiwa orbit 1 dengan jejari mengelilingi sebuah planet r_0 . Pada titik B kapal angkasa tersebut berpindah ke orbit polar 2, yang mempunyai eksentrik bersamaan dengan 0.25 dan perigi terletak pada kutub utara. Kirakan delta- v minimum yang diperlukan pada B untuk gerakan perpindahan tersebut (tinggalkan jawapan anda dalam sebutan μ dan r_0 .)

(50 markah)



Rajah 4

5. A spacecraft is launched on a mission to Mars starting from a 350 km circular parking orbit. Calculate
- [a] the delta- v required **(50 marks)**
- [b] the location of perigee of the departure hyperbola **(30 marks)**
- [c] the amount of propellant required as a percentage of the spacecraft mass before the delta- v burn, assuming a specific impulse of 300 s. **(20 marks)**
-
5. *Sebuah kapal angkasa yang mempunyai misi untuk ke planet Mars dilancarkan bermula pada orbit bulat sementara berketinggian 350 km. Kirakan*
- [a] *delta- v yang diperlukan* **(50 markah)**
- [b] *lokasi perigi bagi perlepasan hyperbola* **(30 markah)**
- [c] *amaun bahan api yang diperlukan dalam bentuk peratusan daripada jisim kapal angkasa sebelum pembakaran delta- v dengan mengandaikan impuls spesifik adalah 300 s.* **(20 markah)**

~ 00000000 ~

