

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination  
2012/2013 Academic Session

June 2013

**ESA 382/3 – Spacecraft Subsystem Design**  
*[Rekabentuk Subsistem Kapal Angkasa]*

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

---

Please check that this paper contains **NINE (9)** printed pages and **FIVE (5)** questions before you begin the examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEMBILAN (9)** mukasurat bercetak dan **LIMA (5)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan].*

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

**Arahan :** Jawab **LIMA (5)** soalan

You may answer all questions in **English** OR **Bahasa Malaysia** OR a combination of both.

*[Calon boleh menjawab semua soalan dalam **Bahasa Malaysia** ATAU **Bahasa Inggeris** ATAU kombinasi kedua-duanya].*

Answer to each question must begin from a new page.

*[Jawapan untuk 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] Space mission goals often require more than one mode of operating a spacecraft and the guiding requirement generally begin with a description of the control modes the ADCS expected to execute to meet the goals. Describe two types of typical attitude control modes.
 

**(4 marks)**
  
- [b] USMSat I has been placed at the Low Earth Orbit with altitude 700 kilometer with a mission to study the magnetic field of the Earth. The area of this satellite is  $1.3 \text{ m}^2$  and the distance between centre of pressure and centre of mass is 0.05m.
  - (i) Describe the possible environmental disturbances on that satellite.
 

**(3 marks)**
  
  - (ii) Calculate the atmospheric torque on the satellite. Given at altitude of 700 km,  $\rho \approx 10^{-13} \text{ kg/m}^3$ ,  $C_d=2.0$  and  $V=7504 \text{ m/s}$ 

**(3 marks)**
  
- [c] USM has launched another mission named USMSat II to the higher orbit. The satellite has body mounted solar array and the area facing to the sun is  $1.3 \text{ m}^2$  with reflectance factor,  $q$  is 0.6.
  - (i) Calculate the solar radiation pressure torque when satellite has zero incidence angle of the Sun and distance between  $cp_s$  and  $cm$  is 0.1 m. (Solar constant :  $1366 \text{ W/m}^2$ )
 

**(3 marks)**
  
  - (ii) Given the thruster moment arm is 0.5 m, size the thruster force required to reorient the satellite due to the solar radiation torque.
 

**(2 marks)**
  
  - (iii) Assume that USMSat II does a 20 deg slew in less than 1 min, accelerating for 5% , coasting for 90% and decelerating for 5% of that time. The satellite has moment inertia of  $25 \text{ kg.m}^2$ . Determine the fastest slew rate, the value of acceleration and the trust required for this operational mode.
 

**(5 marks)**

1. [a] *Matlamat misi angkasa sering memerlukan lebih daripada satu mod operasi kapal angkasa dan keperluan panduan amnya bermula dengan penerangan mod kawalan ADCS yang dijangka dilaksanakan untuk memenuhi matlamat. Jelaskan dua jenis mod kawalan sikap tipikal.*  
(4 markah)
- [b] *USMSat I telah diletakkan pada Orbit Bumi Rendah dengan ketinggian 700 kilometer dengan misi untuk mengkaji medan magnet Bumi. Kawasan satelit ini ialah  $1.3 \text{ m}^2$  dan jarak antara pusat tekanan dan pusat jisim adalah  $0.05 \text{ m}$ .*
- (i) *Jelaskan gangguan alam sekitar yang boleh berlaku pada satelit.*  
(3 markah)
- (ii) *Kirakan tork atmosfera pada satelit. Diberikan pada ketinggian kira-kira  $700 \text{ km}$ ,  $\rho \approx 10^{-13} \text{ kg/m}^3$ ,  $C_d=2.0$  dan  $V = 7504 \text{ m/s}$*   
(3 markah)
- [c] *USM telah melancarkan misi lain dinamakan USMSat II ke orbit yang lebih tinggi. Satelit telah dipasang badan pelbagai solar dan kawasan yang menghadap ke matahari ialah  $1.3 \text{ m}^2$  dengan faktor pantulan,  $q$  ialah  $0.6$ .*
- (i) *Kirakan tork radiasi solar tekanan apabila satelit mempunyai sifar sudut tuju matahari dan jarak diantara cps dan cm ialah  $0.1 \text{ m}$ .*  
(3 markah)
- (ii) *Diberi lengan momen pendorong ialah  $0.5 \text{ m}$ , tentukan tenaga pendorong yang diperlukan untuk mengorientasi semula satelit disebabkan oleh tork sinaran suria. (pekali suria :  $1366 \text{ W/m}^2$ )*  
(2 markah)
- (iii) *Andaikan USMSat II melakukan pusingan  $20$  darjah dalam masa kurang daripada  $1$  minit, memecut untuk  $5\%$ , meluncur  $90\%$  dan menyahpecutan  $5\%$  daripada masa itu. Satelit ini mempunyai momen inersia  $25 \text{ kg.m}^2$ . Tentukan kadar pusingan paling cepat, nilai pecutan dan tujahan yang diperlukan untuk mod operasi ini.*  
(5 markah)

2. [a] A spacecraft will conduct a mission to estimate the size of Aphophis Asteroid that approaching near to the earth by 2020 by capturing the picture of the asteroid. This mission will be started on January 2014 and ended on January 2017. Briefly explain at least three requirements for the Power subsystems of that spacecraft. (Please state any assumptions that have been used to derive the requirements)

(6 marks)

[b] The same spacecraft as in [a] is orbiting the Earth at an altitude of 1000 km in medium Earth orbit. The camera mounted in the spacecraft to capture the photo of Apophis requires 70 W and only operated during the daylight not in the eclipse. The power requirements during station keeping phase for the subsystem are show in Table 2[b]. Estimate the size of the solar arrays considering Si solar cells (202 W/m<sup>2</sup>) with sun incident angle at 20deg and inherent degradation  $I_d = 0.7$ . Please mention your assumptions when sizing this solar array. (DET :  $X_e = 0.65$   $X_d = 0.85$ , PPT :  $X_e = 0.60$   $X_d = 0.80$ , degradation for Si=2.50% per year).

Subsystems	Power (W)
Propulsion	10
ADCS	50
TT&C	60
Thermal	23
Power (regulation system)	5
OBDH	45

Table 2[b] : Power System requirements

(10 marks)

[c] This spacecraft is mounting a set of Lithium Ion batteries. Size the total capacity of four unit batteries where an efficiency of 0.91 is considered (see Figure 2[c] for DOD).

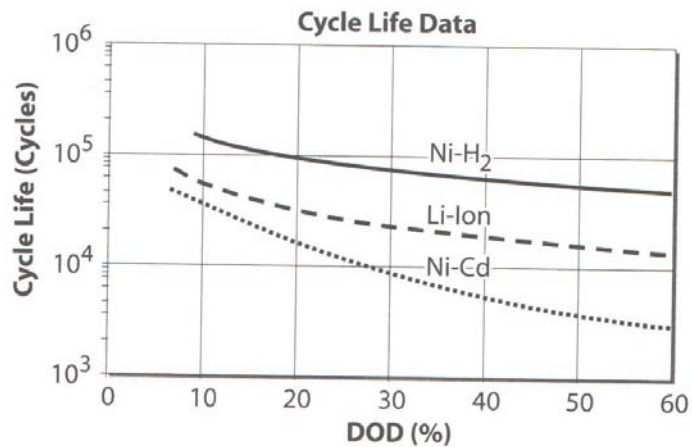


Figure 2[c]

(4 marks)

2. [a] Sebuah kapal angkasa akan menjalankan misi untuk menganggarkan saiz Asteroid Aphophis yang menghampiri bumi pada tahun 2020 dengan mengambil gambar asteroid tersebut. Misi ini akan bermula pada Januari 2014 dan berakhir pada Januari 2017. Terangkan secara ringkas sekurang-kurangnya tiga keperluan untuk subsistem kuasa kapal angkasa. Sila nyatakan andaian yang digunakan untuk mendapatkan keperluan kapal angkasa

(6 markah)

- [b] Kapal angkasa yang sama seperti dalam [a] mengorbit Bumi pada ketinggian 1000 km di orbit bumi sederhana. Kamera yang dibawa oleh kapal angkasa untuk menangkap gambar Apophis memerlukan 70 W dan hanya beroperasi pada siang hari dan tidak beroperasi pada waktu gerhana. Keperluan kuasa semasa fasa pengurusan stesen untuk subsistem adalah seperti yang ditunjukkan dalam Jadual 2[b]. Anggarkan saiz panel solar dengan mengambilkira sel solar Si ( $202 \text{ W/m}^2$ ) dengan sudut tuju matahari pada  $20^\circ$  dan  $I_a = 0.7$ . Sila nyatakan andaian anda semasa mengira saiz panel solar ini. (DET:  $X_e = 0.65$   $X_d = 0.85$ , PPT:  $X_e = 0.60$   $X_d = 0.80$ , degradasi Si = 2.50% setahun.

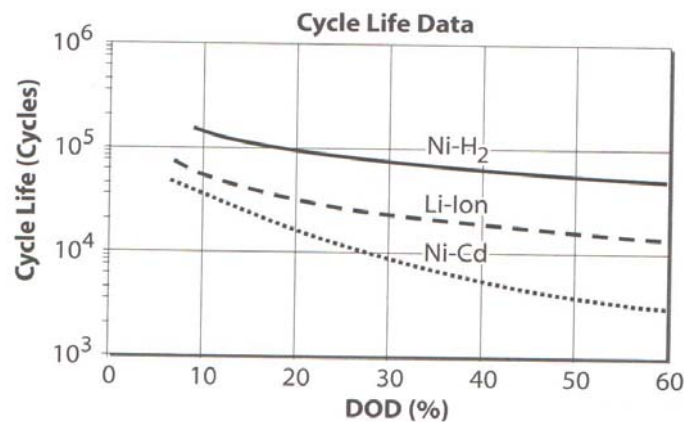
Subsystem	Power (W)
Propulsion	10
ADCS	50
TT&C	60
Thermal	23
Power (regulation system)	5
OBDH	45

Jadual 2[b] : Keperluan Sistem Kuasa

(10 markah)

- [c] Kapal angkasa ini memasang set bateri Lithium Ion. Kirakan jumlah kapasiti empat unit bateri yang mana kecekapannya adalah 0.91 (lihat Rajah 2[c] untuk DOD).

(4 markah)



Rajah 2[c]

(4 markah)

3. [a] Briefly describe the modulation technique used for the spacecraft. **(6 marks)**
- [b] Define the typical requirements for the antenna coverage in TT&C subsystem for Near Earth Mission? **(4 marks)**
- [c] The satellite of Q2 has to transmit telemetry to Earth. The ground station has a parabolic antenna with a diameter of 10m. The link frequency is 2GHz. The data rate is  $8.5 \times 10^5$  bits. The required  $E_b/N_0$  is 14 dB, including margin. If line losses are -1dB, the system noise temperature  $T_s=552K$  and the propagation losses  $L_a=-1.0dB$ , antenna efficiency is 0.7. What is the size of the antenna onboard considering a total power allocated to telecommunication system of 20W?

You may assume :

$$\text{Boltzmann's constant} = 1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K}$$

$$\text{Speed of light} = 3 \times 10^8 \text{ m/s}$$

$$\text{Earth Radius} = 6378 \text{ km}$$

**(10 marks)**

3. [a] *Terangkan secara ringkas teknik modulasi yang digunakan untuk kapal angkasa* **(6 markah)**
- [b] *Tentukan keperluan khas untuk liputan antena dalam TT & C subsystem?* **(4 markah)**
- [c] *Satelit dalam Soalan 2 perlu menghantar telemetry ke bumi. Stesen bumi mempunyai antenna parabola berdiameter 10m. Frekuensi hubung adalah 2GHz. Kadar data adalah  $8.5 \times 10^5$  bits.  $E_b/N_0$  yang diperlukan ialah 14 dB, termasuk margin. Jika kehilangan talian ialah -1 dB, suhu hingar sistem  $T_s=552K$  dan kehilangan perambatan,  $L_a= -1.0dB$ , kecekapan antena adalah 0.7. Berapakah saiz antena di atas kapal angkasa dengan mengambilkira kuasa yang diperuntukkan untuk telekomunikasi sistem adalah 20W?.*

*Anda boleh andaikan:*

$$\text{Pemalar Boltzmann} = 1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K}$$

$$\text{Kelajuan cahaya} = 3 \times 10^8 \text{ m/s}$$

$$\text{Radius Bumi} = 6378 \text{ km}$$

**(10 markah)**

4. [a] Briefly describe the mechanical test that used for verification of spacecraft's solar panel's structure.

**(5 marks)**

- [b] A FireSat satellite has 260 kg mass. The satellite structure use Aluminium 6061 which has modulus of elasticity equal to 68.2 GPa. The satellite has cylindrical configuration with 1.1 m tall. Given the outer diameter of 1m and wall thickness of 1 cm, Calculate the natural frequency of the satellite.

**(8 marks)**

- [c] In FireSat mission, the propellant used for the truster is Hydrazine. The density of Hydrazine at temperature of 283 K is 1.02 g/cm<sup>3</sup>. The satellite needs 10 kg of propellant.

- (i) Determine the size the propellant tank for this satellite.

**(3 marks)**

- (ii) Explain why we need at least 20 % margin in sizing propellant volume?

**(4 marks)**

4. [a] *Terangkan secara ringkas ujian mekanikal untuk penentusahan struktur panel solar kapal angkasa.*

**(5 markah)**

- [b] *Satelit FireSat mempunyai berat 260 kg. Struktur satelit menggunakan Aluminium 6061 yang mempunyai modulus keanjalan 68.2 GPa. Satelit mempunyai konfigurasi silinder dengan ketinggian 1.1 m. Diberikan diameter luar 1m dan ketebalan dinding adalah 1 cm, Kirakan frekuensi tabii untuk satelit.*

**(8 markah)**

- [c] *Dalam misi FireSat, bahan api yang digunakan untuk pendorong adalah Hydrazine. Ketumpatan Hydrazine pada suhu 283 K adalah 1.02 g/cm<sup>3</sup>. Satelit tersebut memerlukan 10 kg bahan api.*

- (i) *Tentukan saiz tangki bahan api untuk satelit ini*

**(3 markah)**

- (ii) *Terangkan mengapa kita memerlukan sekurang-kurangnya 20% margin dalam menentukan saiz isipadu bahan api?*

**(4 markah)**

5. [a] Describe the design and analysis process for the OBDH subsystem. **(10 marks)**
- [b] Firesat II has circular orbit of 700 km, inclined 55 deg to the Earth equator. The flight dynamic associated with this orbit show that the angle between the solar vector and the orbit plane ( $\beta$  angle) can vary from 0 to 78.5 deg. At  $\beta = 0$ , FireSat II will be in the Earth's shadow 35% of the orbit. Electrical power dissipation for FireSat II is 200 W total. By using table Q5[b], Calculate the total temperature for cold and hot case for different surface of spacecraft with area of 1 m<sup>2</sup> of each surface. (Assume the effective absorptance is 0.85 and emissivity of 0.9).

Cold case $\beta=0$					
Surface	Description	Area(m <sup>2</sup> )	Solar	Albedo	Earth IR
1	Zenith-Y	1	418.2	0	0
2	Nadir-Y	1	41.3	74.6	176.4
3	Sun-P	1	0.8	21.3	50.8
4	A-Sun-P	1	0.8	21.3	50.7
5	Ram-R	1	299.7	21.4	50.5

Hot case $\beta=70$					
Surface	Description	Area(m <sup>2</sup> )	Solar	Albedo	Earth IR
1	Zenith-Y	1	154.2	0.0	0.0
2	Nadir-Y	1	154.2	57.0	212.1
3	Sun-P	1	1333.4	25.2	60.9
4	A-Sun-P	1	0.0	8.7	61.0
5	Ram-R	1	154.2	16.4	61.7

**Table 5[b]****(10 marks)**



5. [a] Terangkan proses rekabentuk dan analisis untuk subsistem OBDH.

(10 markah)

- [b] Firesat II mempunyai orbit bulat 700 km, kecondongan 55 darjah ke khatulistiwa Bumi. Dinamik penerbangan yang berkaitan dengan orbit ini menunjukkan bahawa sudut antara vector suria dan satah orbit (sudut  $\beta$ ) boleh berrubah antara 0 hingga 78.5 darjah. Pada  $\beta = 0$ , FireSat II akan berada di dalam bayang-bayang Bumi 35% daripada orbit. Jejak lesap kuasa elektrik bagi FireSat II adalah 200 W total. Dengan menggunakan jadual S5 [b], Kira jumlah suhu untuk kes sejuk dan panas untuk kawasan 1 m<sup>2</sup> pada setiap permukaan kapal angkasa. (Andaikan keserapan berkesan ialah 0.85 dan keberpancaran ialah 0.9).

Cold case $\beta=0$					
Surface	Description	Area(m <sup>2</sup> )	Solar	Albedo	Earth IR
1	Zenith-Y	1	418.2	0	0
2	Nadir-Y	1	41.3	74.6	176.4
3	Sun-P	1	0.8	21.3	50.8
4	A-Sun-P	1	0.8	21.3	50.7
5	Ram-R	1	299.7	21.4	50.5

Hot case $\beta=70$					
Surface	Description	Area(m <sup>2</sup> )	Solar	Albedo	Earth IR
1	Zenith-Y	1	154.2	0.0	0.0
2	Nadir-Y	1	154.2	57.0	212.1
3	Sun-P	1	1333.4	25.2	60.9
4	A-Sun-P	1	0.0	8.7	61.0
5	Ram-R	1	154.2	16.4	61.7

Jadual 5[b]

(10 markah)

-00000000-