

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination  
2015/2016 Academic Session

June 2016

**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].*

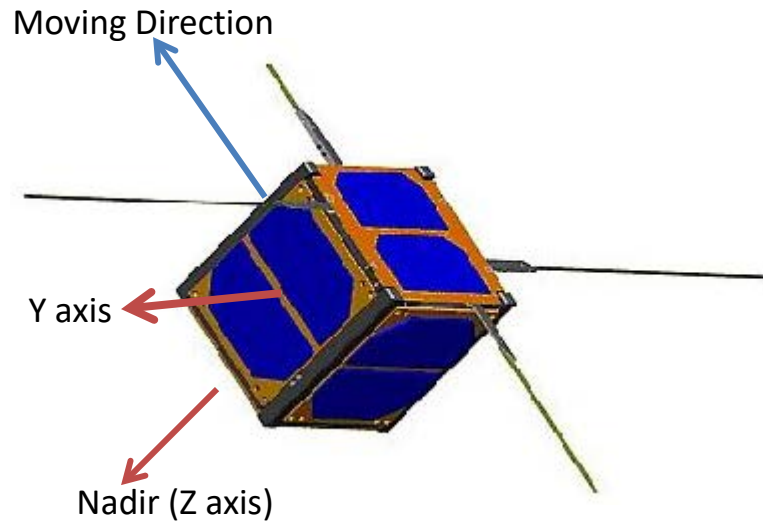
Answer to each question must begin from a new page.

*[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].*

1. USM is developing a 1U CubeSat for the scientific mission at Low Earth Orbit. The CubeSat will measure electron density at altitude 400 km in circular orbit. The CubeSat is 10cm x 10cm x 10cm and mass is 1.1kg. The drag coefficient 1.05, the difference between center of pressure and center of mass is 2mm. A magnetic torque and reaction wheels will be used to control the attitude of satellite. The lifetime for this mission is 6 months and it will reach decay phase after a year. Based on this mission overview and **Figure [1]** below :



**Figure [1] : CubeSat configuration**

- [a] Describe the possible attitude control modes for this mission. **(8 marks)**
- [b] Calculate maximum magnetic torque requires for the CubeSat with inclination of 57 deg and spacecraft residual dipole is  $0.1 \text{ A.m}^2$  **(6 marks)**
- [c] Assume that the spacecraft does a 40 deg slew about Y axis in 1.5 min using the reaction wheels. Determine the total momentum change for the wheel during the slew. (Given :  $I_{xx} = 1.5 \text{ kg.m}^2$ ,  $I_{yy} = 2 \text{ kg.m}^2$ ,  $I_{zz} = 1.5 \text{ kg.m}^2$ ) **(6 marks)**

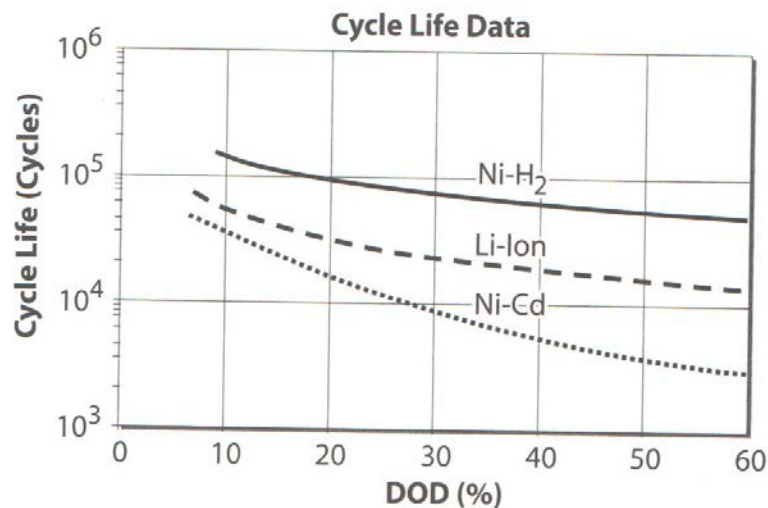
2. [a] In designing power system for a satellite, one should do analysis on the Beta angle ( $\beta$ ). Describe Beta angle using graphical representation and explain the importance of that parameter. **(5 marks)**
- [b] The same spacecraft as in question [1] is mounted with Langmuir-Probe payload to accomplish the mission's objective in two years. The payload used of 40% from total power consumption and will be switched off during an eclipse. The power distribution for the spacecraft bus is show in **Table 2[b]**. Estimate the size and mass of the solar arrays considering the power allocate for the CubeSat is 2000 mW, GaAs solar cells (21.8% efficiency) with sun incident angle at 20 deg and inherent degradation  $I_d = 0.70$ . 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=2.75% per year).

Subsystems	Power (%)
Propulsion	0
ADCS	10
TT&C	20
Thermal	0
Power (regulation system)	10
OBDH	20

**Table 2[b] : Power System requirements**

**(10 marks)**

- [c] This spacecraft is mounting a set of Lithium Ion batteries. Describe what Depth of Discharge (DOD) is and size the total capacity of four unit batteries where an efficiency of 0.90 is considered for this mission (see **Figure 2[c]** for DOD).



**Figure 2[c]**

**(5 marks)**

3. [a] Define top level requirements and constraint in designing telemetry, tracking and command subsystem. (6 marks)
- [b] Describe the key tradeoff in selecting antenna for communication system. (4 marks)
- [c] A satellite at 900 km has to transmit telemetry to Earth. The ground station has a parabolic antenna with a diameter of 10m. The link frequency is 3GHz and power allocation for the system is 60 Watt. The data rate is  $6.3 \times 10^5$  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  $L_a=-1.0dB$ , and antenna efficiency is 0.65, what is the size of the antenna?

You may assume:

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

(10 marks)

4. [a] Satellite in **question [1]** need to deploy the antenna during acquisition phase. Design and sketch the suitable deployment mechanism for the antenna based on **Figure [1]**. (8 marks)
- [b] Briefly describe the mechanical test used to verify the spacecraft's structure. (8 marks)
- [c] In propellant manifold, we normally use Isolation valve and Pyro valve. Describe the use of both valves. (4 marks)

5. [a] Derive the requirements for computer on-board data handling system based on the mission objective of CubeSat defined below:

- To measure electron density in ionosphere start from the E layer (400km) to D layer (60 km) for local disaster management. Payload will be on 100% duty cycle.

**(6 marks)**

[b] MYSat II has circular orbit of 650 km, inclined 50 degree 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 210 W. 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 0.8 and emissivity of 0.9).

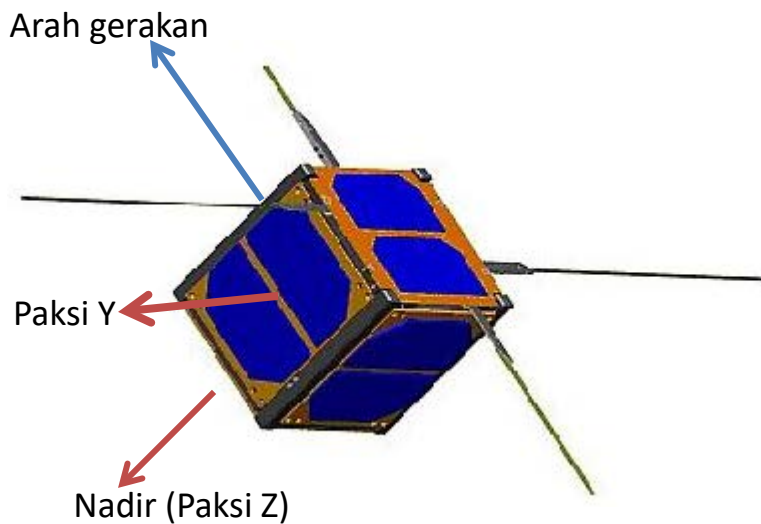
Cold case $\beta=0$					
Surface	Description	Area(m <sup>2</sup> )	Solar	Albedo	Earth IR
1	Zenith-Y	1	418.2	0	0
2	Nadir-Y	1	41.3	74.6	176.4
3	Sun-P	1	0.8	21.3	50.8
4	A-Sun-P	1	0.8	21.3	50.7
5	Ram-R	1	299.7	21.4	50.5

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]**

**(14 marks)**

1. USM sedang membangunkan CubeSAT bersaiz 1U untuk misi saintifik di Orbit rendah bumi. CubeSAT tersebut akan mengukur ketumpatan elektron pada ketinggian 400 km dalam orbit bulat. Saiz CubeSAT adalah 10cm x 10cm x 10cm dan beratnya adalah 1.1kg. Pekali seret 1.05, perbezaan di antara pusat tekanan dan pusat jisim adalah 2mm. Tork Magnetik dan Roda tindakbalas akan digunakan untuk mengawal sikap satelit. Hayat untuk misi ini adalah 6 bulan dan ia akan mencapai fasa kemerosotan orbit selepas setahun. Berdasarkan gambaran keseluruhan misi ini dan **Rajah [1]** di bawah :



**Rajah [1] : Konfigurasi CubeSat**

- [a] Terangkan mod kawalan sikap yang bersesuaian untuk misi ini. (8 markah)
- [b] Kira tork magnet maksimum yang diperlukan untuk CubeSAT dengan kecondongan 57 darjah dan baki dwikutub satelit adalah  $0.1 \text{ A.m}^2$ . (6 markah)
- [c] Andaikan satelit melakukan 40 darjah pusingan pada paksi Y dalam 1.5 min menggunakan roda tindakbalas. Tentukan jumlah perubahan momentum untuk roda ketika pusingan itu. (6 markah)

2. [a] Dalam merencanakan sistem kuasa untuk satelit, seseorang perlu membuat analisis kepada sudut Beta ( $\beta$ ). Dengan menggunakan gambarajah, terangkan apakah sudut Beta dan kepentingan parameter itu.

(5 markah)

- [b] Kapal angkasa yang sama seperti dalam **Soalan [1]** telah dipasang dengan Langmuir Probe untuk memenuhi objektif misi selama 2 tahun. Bebanbayar menggunakan kuasa sebanyak 40% daripada jumlah keseluruhan penggunaan tenaga dan dimatikan ketika berada dalam kawasan gerhana. Pembahagian kuasa untuk bas kapal angkasa adalah seperti yang ditunjukkan dalam **Jadual 2[b]**. Anggarkan saiz dan berat panel solar dengan mengambilkira kuasa yang diperuntukkan untuk satelit ini adalah 2000mW, sel solar GaAs (kecekapan 21.8%) dengan sudut tuju matahari pada 20 darjah dan  $I_d = 0.70$ . 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).

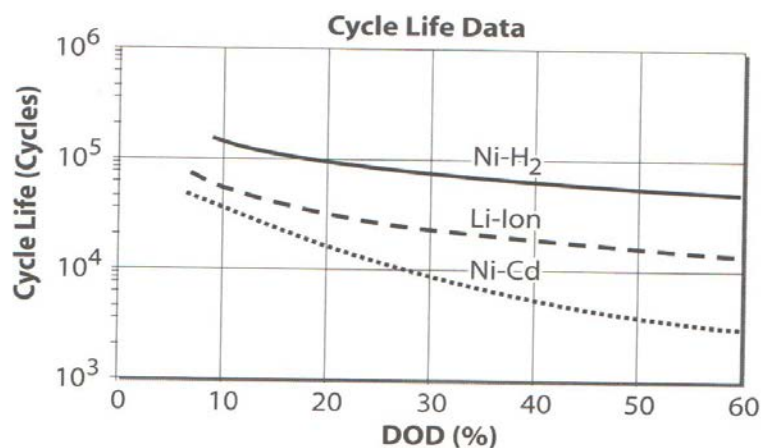
<i>Subsistem</i>	<i>Kuasa (%)</i>
<i>Dorongan</i>	0
<i>ADCS</i>	10
<i>TT&amp;C</i>	20
<i>Termal</i>	0
<i>Kuasa (sistem regulasi)</i>	10
<i>OBDH</i>	20

**Jadual 2[b] : Keperluan Sistem Kuasa**

(10 markah)

- [c] Kapal angkasa ini memasang set bateri Lithium Ion. Terangkan apa yang dimaksudkan dengan kedalaman pelepasan (DOD) dan kirakan jumlah kapasiti 4 unit bateri yang mana kecekapannya adalah 0.90 (lihat **Rajah 2[c]** untuk DOD).

(5 markah)



**Rajah 2[c]**

3. [a] Terangkan keperluan peringkat atas dan kekangan dalam merekabentuk subsistem telemetri, pengesanan dan arahan (TT&C).

(6 markah)

[b] Terangkan tukar-ganti utama dalam pemilihan antena untuk Sistem Komunikasi.

(4 markah)

[c] Sebuah satelit di altitud 900km perlu menghantar telemetri ke bumi. Stesen bumi mempunyai antena parabola berdiameter 10m. Kuasa yang diperuntukkan untuk sistem ini adalah 60 Watt dan frekuensi hubung adalah 3GHz. Kadar data adalah  $6.3 \times 10^5$  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 0.65 kirakan saiz antena di atas kapal angkasa.

Anda boleh andaikan:

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

(10 markah)

4. [a] Satelit dalam Soalan [1] perlu mengeluarkan antena semasa fasa pengambilalihan. Rekabentuk dan lakarkan mekanisme pengatur kedudukan yang sesuai untuk antena berdasarkan **Rajah [1]**.

(8 markah)

[b] Terangkan secara ringkas ujian mekanikal untuk penentusahan struktur panel solar kapal angkasa.

(8 markah)

[c] Dalam manifold dorongan, Injap Pengasingan dan Injap Pyro adalah yang sering digunakan. Terangkan bagaimana penggunaan kedua-dua injap.

(4 markah)



5. [a] Terbitkan keperluan-keperluan untuk sistem pengelolaan data atas kapal berdasarkan objektif misi untuk CubeSat:

- Untuk mengukur ketumpatan elektron dalam permulaan ionosfera dari lapisan F (400 km) ke lapisan D (60 km) untuk pengurusan bencana tempatan. Kitar tugas untuk beban bayar adalah 100%.

(6 markah)

[b] MYSat II mempunyai orbit bulat 650 km, kecondongan 50 darjah ke khatulistiwa Bumi. Dinamik penerbangan yang berkaitan dengan orbit ini menunjukkan bahawa sudut antara vektor suria dan satah orbit (sudut  $\beta$ ) boleh berubah 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 210 W. Dengan menggunakan **Jadual 5 [b]**, Kira jumlah suhu untuk kes sejuk dan panas untuk pada setiap permukaan kapal angkasa. (Andaikan keserapan berkesan ialah 0.8 dan keberpancaran ialah 0.9).

Kes Sejuk $\beta=0$					
Permukaan	Penerangan	Luas(m <sup>2</sup> )	Solar	Albedo	Earth IR
1	Zenith-Y	2	418.2	0	0
2	Nadir-Y	2	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

Kes Panas $\beta=70$					
Permukaan	Penerangan	Luas(m <sup>2</sup> )	Solar	Albedo	Earth IR
1	Zenith-Y	2	154.2	0.0	0.0
2	Nadir-Y	2	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]**

(14 markah)

-00000000-