
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination
2013/2014 Academic Session

June 2014

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

Duration : 3 hours
[Masa : 3 jam]

Please check that this paper contains **TEN (10)** printed pages and **FIVE (5)** questions before you begin the examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEPULUH (10)** 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. Malaysian Aerospace Agency will launch a spacecraft for Mars mission. The spacecraft will carry a payload to study Mars's Atmosphere. It will be orbiting the Mars circularly with an altitude of 300km. The satellite will use three axis stabilization control method and combination of reactions wheel and thruster for attitude control. Given :

Mars Gravitational Constant, $\mu_{Mars} = 4.283 \times 10^{13} \text{ m}^3/\text{s}^2$

Mars Solar Constant, $F_s = 588.6 \text{ W/m}^2$

Mars Radius, $R_{Mars} = 3390 \text{ km}$

Mars Atmospheric density, $\rho_{Mars} \approx 10^{-13} \text{ kg/m}^3$

$I_x = I_z = 80 \text{ kg.m}^2$, $I_y = 50 \text{ kg.m}^2$

- [a] Describe two types of typical attitude control modes for this mission. **(3 marks)**
- [b] The ramp area of this satellite is 2.5 m^2 and the distance between centre of pressure and centre of mass is 0.1 m . The area facing to the sun is 2.0 m^2 with incident angle of 0.9 deg and reflectance vector, q is 0.85 . The drag Coefficient is 2.5 and maximum deviation angle $\theta = 1 \text{ deg}$. Describe and calculate all possible environmental disturbances on that satellite. **(10 marks)**
- [c] Given the thruster moment arm is 0.5 m , calculate the thruster force required to reorient the satellite due to the solar radiation torque. **(2 marks)**
- [d] Assume that the spacecraft does a 40 deg slew in less than 1.5 min , accelerating for 5% , coasting for 90% and decelerating for 5% of that time. The satellite has moment inertia of 80 kg.m^2 . Determine the fastest slew rate, the value of acceleration and the thrust required for this operational mode. **(5 marks)**

2. [a] A remote sensing satellite is orbiting the earth at altitude of 400 km in circular orbit and will be operating for 5 years. Most aspect of this mission will affect the power system design. Describe three parameters that affect the design of satellite's power system.

(6 marks)

- [b] The same spacecraft as in [a] is mounted with two types of camera to accomplished the mission's objective. Both payload used 40 W of power and operated all the time. The power requirements for the spacecraft bus are show in **Table 2[b]**. Estimate the size and mass of the solar arrays considering Si solar cells (24.7% efficiency) with sun incident angle at 20deg and inherent degradation $I_d = 0.72$. The specific density of this solar panel is 4.0 kg/m². 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	40
TT&C	50
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 0.95 is considered (see Figure 2[c] for DOD).

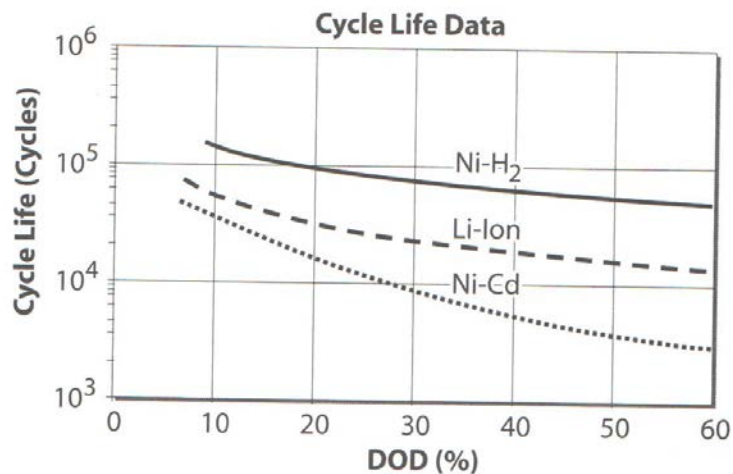


Figure 2[c]

(4 marks)

3. [a] Briefly describe the modulation technique used for the spacecraft.
(6 marks)
- [b] For almost all mission, significant data rate return is critical to mission success and data rates have increased with the technology which push the use of higher frequencies. Describe the challenge to move to higher frequency for the communication system of a satellite.
(4 marks)
- [c] The satellite of Q2 has to transmit telemetry to Earth. The ground station has a parabolic antenna with a diameter of 12m. The link frequency is 2GHz. The data rate is 8.5×10^9 bits. The required E_b/N_0 is 5 dB, including margin. If line losses are -1dB, the system noise temperature $T_s=552\text{K}$ and the propagation losses $L_a=-1.0\text{dB}$, antenna efficiency is 0.75, what is the size of the antenna onboard considering a total power allocated to telecommunication system of 15W?

You may assume :

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

(10 marks)

4. [a] Briefly describe the step in designing the spacecraft structure.
(5 marks)
- [b] A communication satellite is a cube-shape spacecraft with 200 kg mass and carrying two deployable solar panel. The power system requires that each solar array support 1.7 m² of cell area (1m x 0.7m). The total mass of the solar panel is estimated 9.5 kg. A boom length of 0.5 m is required to accommodate the field of view requirement. 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. Assume the boom is a tube with an outer diameter of 50mm and a wall thickness of 0.5 mm, Calculate the natural frequency of the satellite.
(8 marks)
- [c] The Nitrogen Tetroxide (NTO) is used as propellant for spacecraft propulsion system. The density of NTO at temperature of 283 K is 1.47 g/cm³. The satellite needs 10 kg of propellant.
- (i) Determine the volume the propellant tank for this satellite.
(3 marks)
- (ii) Explain why we need at least 20 % margin in sizing propellant volume?
(4 marks)

5. [a] Describe four requirements and implication to on-board processing design .
(10 marks)
- [b] USMSat II has circular orbit of 650 km, inclined 50 deg to the Earth equator. The flight dynamic associated with this orbit show that the angle between the solar vector and the orbit plane (β 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 total. By using table Q5[b], Calculate the total temperature for cold and hot case for different surface of spacecraft with area of 1 m² of each surface. (Assume the effective absorptance is 0.8 and emissivity of 0.9).

Cold case $\beta=0$					
Surface	Description	Area(m ²)	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 ²)	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)

1. *Agensi Aeroangkasa Malaysia akan melancarkan kapal angkasa untuk misi Marikh. Kapal angkasa ini akan membawa muatan untuk mengkaji Atmosfera Marikh itu. Ia akan mengorbit bulat Marikh dengan ketinggian 300km. Satelit itu akan menggunakan tiga paksi kaedah kawalan penstabilan dan gabungan reaksi roda dan pendorong untuk kawalan sikap. diberi:*

$$\text{Pemalar Graviti Marikh, } \mu_{\text{Mars}} = 4.283 \times 10^{13} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

$$\text{Pemalar Suria Marikh, } F_s = 588.6 \text{ W/m}^2$$

$$\text{Jejari Marikh, } R_{\text{Mars}} = 3390 \text{ km}$$

$$\text{Mars Atmospheric density, } \rho_{\text{Mars}} \approx 10^{-13} \text{ kg/m}^3$$

$$I_x = I_z = 80 \text{ kg.m}^2, I_y = 50 \text{ kg.m}^2$$

- [a] *Terangkan dua jenis Mod kawalan atitud untuk misi ini*
(3 markah)
- [b] *Kawasan tanjakan satelit ini adalah 2.5 m^2 dan jarak antara pusat tekanan dan pusat jisim adalah 0.1 m . dan kawasan yang menghadap ke matahari ialah 2.0 m^2 dengan sudu tuju 0.9 deg dan faktor pantulan, q ialah 0.85 . Koefisien seret adalah 2.5 dan sudut penyimpangan maksimum $\theta = 1$ darjah. Terangkan dan kirakan kesemua gangguan alam sekitar yang berlaku pada satelit.*
(10 markah)
- [c] *Diberi lengan momen pendorong ialah 0.6 m , kirakan tenaga pendorong yang diperlukan untuk mengorientasi semula satelit disebabkan oleh tork sinaran suria.*
(2 markah)
- [d] *Andaikan USMSat II melakukan pusingan 40 darjah dalam masa kurang daripada 1.5 minit, memecut untuk 5% , meluncur 90% dan menyahpecutan 5% daripada masa itu. Satelit ini mempunyai momen inersia 30 kg.m^2 . Tentukan kadar pusingan paling cepat, nilai pecutan dan tujahan yang diperlukan untuk mod operasi ini.*
(5 markah)

2. [a] Sebuah satelit penderiaan jauh mengorbit bumi pada ketinggian 400 km dalam orbit bulat dan akan beroperasi selama 5 tahun. Kebanyakan aspek misi ini akan memberi kesan kepada reka bentuk sistem kuasa. Terangkan tiga parameter yang memberi kesan kepada reka bentuk sistem kuasa satelit itu.

(6 markah)

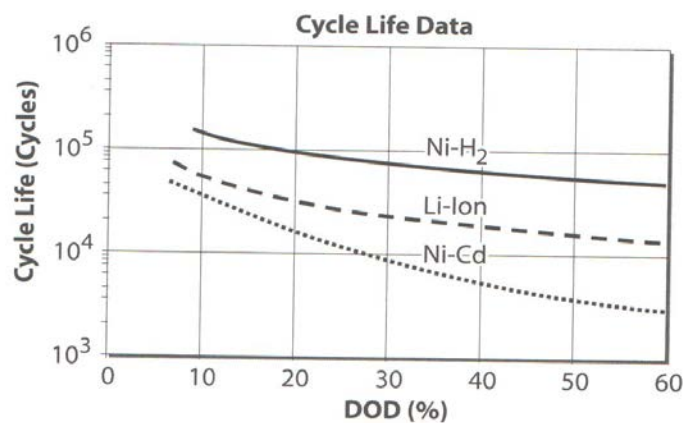
- [b] Kapal angkasa yang sama seperti dalam [a] telah dipasang dengan dua jenis kamera untuk memenuhi objektif misi. Kedua-dua beban bayar menggunakan kuasa sebanyak 40 W dan beroperasi pada setiap waktu. Keperluan kuasa untuk bas kapal angkasa adalah seperti yang ditunjukkan dalam **Jadual 2[b]**. Anggarkan saiz dan berat panel solar dengan mengambilkira sel solar Si (kecekapan 24.7%) dengan sudut tuju matahari pada 20 darjah dan $I_d = 0.72$. Ketumpatan tentu panel solar ini ialah 4.0 kg/m². 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	40
TT&C	50
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 0.95 (lihat **Rajah 2[c]** untuk DOD).



Rajah 2[c]

(4 markah)

3. [a] *Terangkan secara ringkas teknik modulasi yang digunakan untuk kapal angkasa.*

(6 markah)

[b] *Untuk hampir semua misi, kadar data penting yang kembali adalah kritikal kepada kejayaan misi dan kadar data telah meningkat dengan teknologi yang telah menyebabkan penggunaan frekuensi yang lebih tinggi. Jelaskan cabaran untuk bertukar kepada frekuensi yang lebih tinggi untuk sistem komunikasi satelit.*

(4 markah)

[c] *Satelit dalam **Soalan 2** perlu menghantar telemetri ke bumi. Stesen bumi mempunyai antenna parabola berdiameter 12m. Frekuensi hubung adalah 2GHz. Kadar data adalah 8.5×10^9 bits. E_b/N_0 yang diperlukan ialah 5 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 0.75 kirakan saiz antenna di atas kapal angkasa dengan mengambilkira kuasa yang diperuntukkan untuk telekomunikasi sistem adalah 15W.*

Anda boleh andaikan:

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

(10 markah)

4. [a] *Terangkan secara ringkas langkah-langkah untuk merekabentuk struktur kapal angkasa?*
- (5 markah)**
- [b] *Sebuah satelit komunikasi mempunyai bentuk kiub seberat 200 kg dan membawa dua solar suria letak atur. Sistem tenaga setiap panel suria menyokong 1.7 m^2 kawasan sel ($1\text{m} \times 0.7\text{m}$). Jumlah jisim panel solar dianggarkan 9.5 kg. Joran berukuran 0.5 m diperlukan untuk menampung keperluan medan penglihatan. Struktur satelit menggunakan Aluminium 6061 yang mempunyai modulus keanjalan 68.2 GPa. Satelit tersebut mempunyai konfigurasi silinder dengan 1.1 m tinggi. Andaikan joran adalah tiub dengan diameter luar 50 mm dan ketebalan dinding 0.5 mm, kira frekuensi semula jadi satelit*
- (8 markah)**
- [c] *Tetroxide Nitrogen (NTO) digunakan sebagai bahan dorongan untuk sistem dorongan kapal angkasa . Ketumpatan NTO pada suhu 283 K adalah 1.47 g/cm^3 . 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] Terangkan empat keperluan dan kesannya kepada rekabentuk pemproses data atas kapal.

(10 markah)

- [b] USMsat 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 β) 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 total. Dengan menggunakan **Jadual 5 [b]**, Kira jumlah suhu untuk kes sejuk dan panas untuk kawasan 1 m^2 pada setiap permukaan kapal angkasa. (Andaikan keserapan berkesan ialah 0.8 dan keberpencaran ialah 0.9).

Cold case $\beta=0$					
Surface	Description	Area(m ²)	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 ²)	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-