
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination
2014/2015 Academic Session

June 2015

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

Duration : 3 hours
[Masa : 3 jam]

Please check that this paper contains **ELEVEN (11)** printed pages and **FIVE (5)** questions before you begin the examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **SEBELAS (11)** 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].

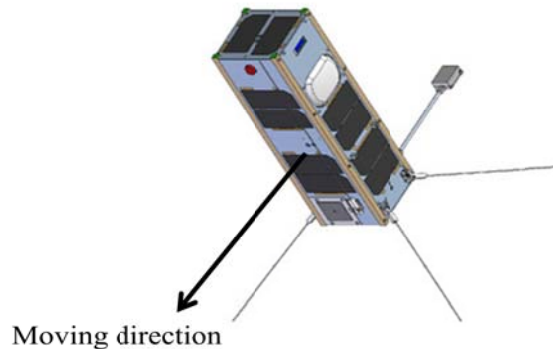
1. A nanosatellite using cubesat platform will be build by Malaysian Government for Mars mission. The satellite will carry a payload to study Mars's Atmosphere. It will be orbiting the Mars circularly at equator with an altitude of 200km. The satellite will use momentum wheel stabilization method. Given :

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

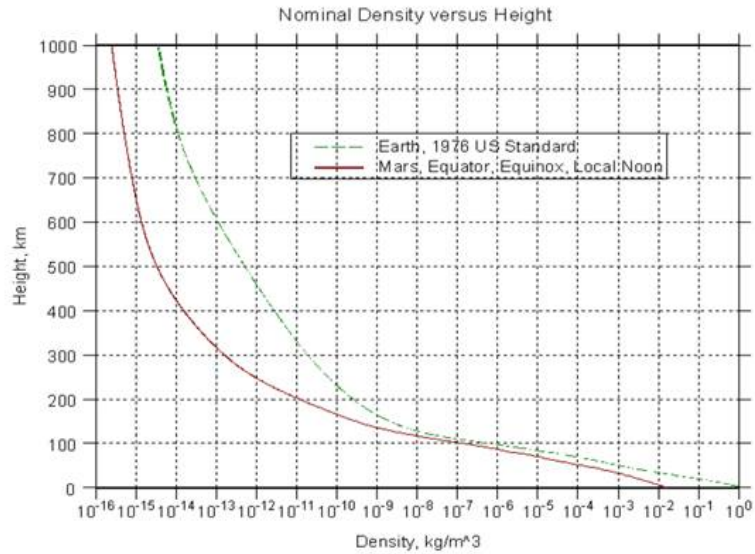
Mars Solar Constant, $F_s = 588.6 \text{ W/m}^2$

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

- [a] Describe the cyclic and secular disturbance for the Mars mission. **(4 marks)**
- [b] The satellite is combination of three Cubesat and moves in orbit as shown in figure 1[a][i]. One unit of cubesat has an area of 0.01 m^2 for one face of the cube. The drag coefficient is 1.28, the difference between centre of aerodynamics pressure and centre of mass is 0.02 m and data of atmospheric density is given in the graph in figure 1[b](ii) calculate Aerodynamic torque experienced by the satellite. **(8 marks)**



- i. Satellite direction on orbit



ii. Atmospheric density for Mars

Figure 1[b]

- [c] The satellite sunlit surface area is 0.04 m^2 , reflectance factor is 0.8 and distance between centre of solar radiation pressure and center of mass is 0.01 m. The yaw accuracy requirement is 0.05 degree. Calculate the momentum storage in momentum wheel for all disturbance torque that will be experienced by the nanosatellite in Mars orbit.

(8 marks)

2. [a] An earth observation satellite is orbiting the earth at altitude of 700 km in circular orbit and will be operating for 7 years. List the major design drivers and how they will impact the power system.

(5 marks)

- [b] The same spacecraft as in 2[a] is mounted with two types of camera to accomplished the mission's objective. Both payload used 30 W of power and will be switched off during an eclipse. 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 20 deg and inherent degradation $I_d = 0.70$. The specific density of this solar panel is 4.0 kg/m² and deployment mechanism is 8 kg per panel. 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	15
ADCS	50
TT&C	40
Thermal	15
Power (regulation system)	5
OBDH	55

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).

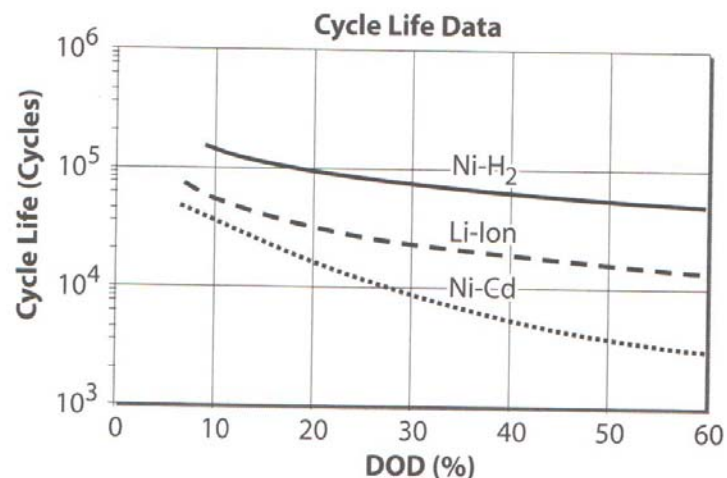


Figure 2[c]

3. [a] Define top level requirements and constraint in designing telemetry, Tracking and Command subsystem. **(5 marks)**

(6 marks)

- [b] The design of TT&C subsystem will frequently driven by how the system must support the spacecraft during emergencies. Discuss the possible design approach for TT&C subsystem so that it still working in emergencies event.

(4 marks)

- [c] The satellite in Question 2 has to transmit telemetry to Earth. The ground station has a parabolic antenna with a diameter of 10m. The link frequency is 4GHz. The data rate is 7.3×10^5 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 0.75, what is the size of the antenna? (Please use all information given in question 2).

You may assume:

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

(10 marks)

4. [a] Describe three type of testing for structure and mechanism subsystem. **(6 marks)**

- [b] In estimating fundamental frequency of satellite solar panel, it is assumed to be a rigid body. The solar array mass is 5 kg each and the size of solar array panel is 0.8 m x 1.5 m. Assume an actuator torsional stiffness is 10 000 Nm/radian and the distance from the solar array panel center of mass to the actuator center of rotation is 1.2 m. Calculate estimated fundamental frequency for solar array system with actuator.

(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.

(2 marks)

- (ii) The beginning of life operating pressure is 27.6 MPa at 293K with the density of 284 kg/m³. Assume the tank pressure at the end of life is 689 kPa at 293K and the specific constant of presurrant gas is 296.8 J.kg⁻¹.K⁻¹, calculate the pressurant gas mass for the high pressure tank.

(4 marks)

5. [a] Derive computer on-board processing requirements based on mission following objective of SCS satellite :

- To provide supplementary, continuous real-time communications at low cost to troops, including individual soldiers, in remote location using cell-phone size equipment that they already have.
- To provide the same or similar levels of communication to disaster relief workers in remote location.

(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. 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. Sebuah satelit nano menggunakan platform Cubesat akan dibina oleh Kerajaan Malaysia untuk misi ke Marikh. Satelit ini akan membawa muatan untuk mengkaji Atmosfera Marikh itu. Ia akan mengorbit bulat Marikh dengan ketinggian 200km. Satelit itu akan menggunakan kaedah kawalan penstabilan roda momentum. Diberi:

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

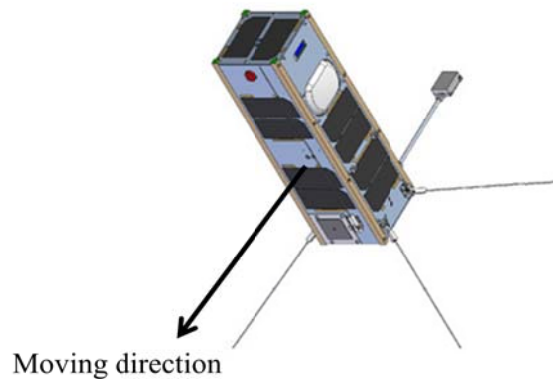
$$\text{Pemalar Suria Marikh, } F_s = 588.6 \text{ W/m}^2$$

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

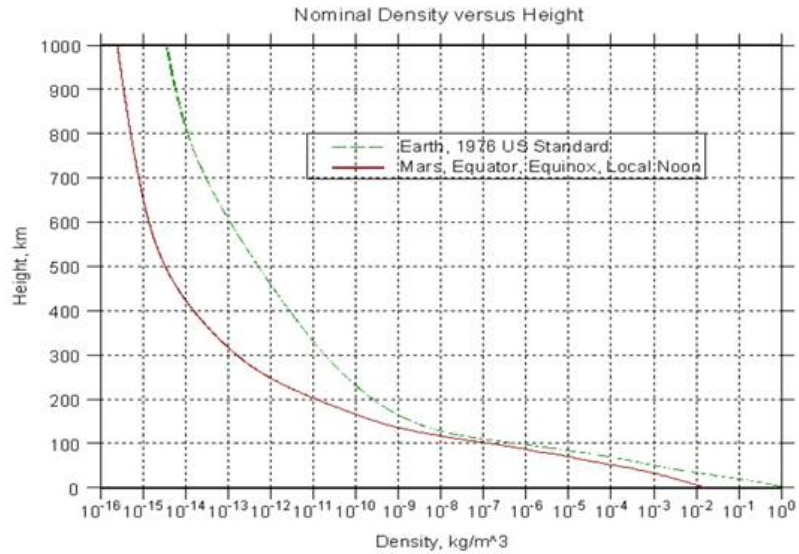
- [a] Terangkan gangguan kitaran dan sekular pada satelit untuk misi Marikh ini
(4 markah)

- [b] Satelit tersebut adalah gabungan tiga unit Cubesat dan bergerak dalam orbit seperti yang ditunjukkan dalam **Rajah 1 [a](i)**. Satu unit Cubesat mempunyai keluasan 0.01 m^2 untuk satu permukaan kiub. Pekali seretan adalah 1.28, perbezaan di antara pusat tekanan aerodinamik dan pusat jisim adalah 0.02 m dan data ketumpatan atmosfera diberikan dalam graf dalam **Rajah 1[b](ii)**. Kirakan tork aerodinamik yang dialami oleh satelit.

(8 markah)



- i. *Satellite direction on orbit*



i. Atmospheric density for Mars

Rajah 1[b]

- [c] Kawasan permukaan yang disinari matahari satelit adalah 0.04 m^2 , faktor pantulan 0.8 dan jarak antara pusat tekanan radiasi solar dan pusat jisim ialah 0.01 m . Keperluan ketepatan rewang adalah 0.05 darjah. Kira penyimpanan momentum dalam roda momentum untuk semua tork gangguan yang akan dialami oleh satelit nano di Marikh orbit.

(8 markah)

2. [a] Sebuah satelit pemantau bumi mengorbit bumi pada ketinggian 700 km dalam orbit bulat dan akan beroperasi selama 7 tahun. Senarai pemandu reka bentuk utama dan bagaimana mereka akan memberi kesan kepada reka bentuk sistem kuasa.

(5 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 30 W dan dimatikan ketika berada dalam kawasan gerhana. 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 $I_a = 0.70$. Ketumpatan tentu panel solar ini ialah 4.0 kg/m² dan berat mekanisme peletak atur ialah 8 kg setiap panel. 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).

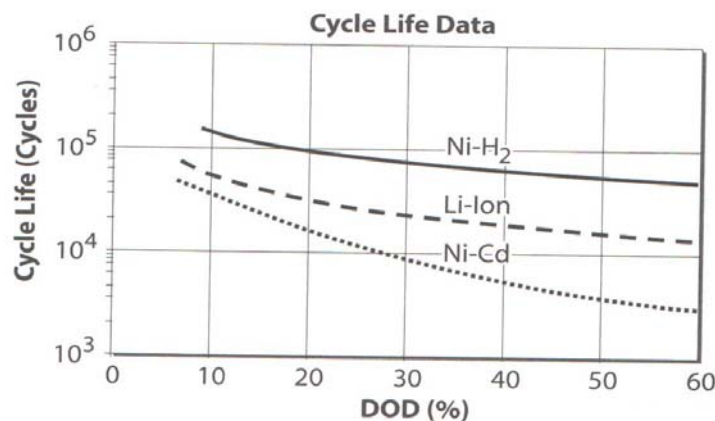
Subsystem	Power (W)
Propulsion	15
ADCS	50
TT&C	40
Thermal	15
Power (regulation system)	5
OBDH	55

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 0.95 (lihat **Rajah 2[c]** untuk DOD).

(5 markah)

**Rajah 2[c]**

3. [a] Terangkan keperluan peringkat atas dan kekangan dalam merekabentuk subsistem Telemetry, Pengesanan dan Arahan (TT&C) **(4 markah)**
(6 markah)
- [b] Reka bentuk subsistem TT&C sering didorong oleh bagaimana sistem mesti menyokong kapal angkasa tersebut ketika kecemasan. Bincangkan pendekatan rekabentuk yang mungkin untuk subsistem TT&C sehingga masih berfungsi ketika kecemasan. **(4 markah)**
- [c] Satelit dalam **Soalan 2** perlu menghantar telemetry ke bumi. Stesen bumi mempunyai antenna parabola berdiameter 10 m. Frekuensi hubung adalah 4GHz. Kadar data adalah 7.3×10^5 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 antenna adalah 0.75 kirakan saiz antena di atas kapal angkasa. (Sila gunakan maklumat yang diberikan dalam **Soalan 2**)

Anda boleh andaikan:

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

(10 markah)

4. [a] Terangkan tiga jenis ujian bagi subsistem struktur dan mekanisme. **(6 markah)**
- [b] Dalam menganggarkan frekuensi asas satelit panel solar, ia dianggap sebagai satu jasad tegar. Jisim susunan solar adalah 5 kg setiap satu dan saiz solar panel adalah 0.8 m x 1.5 m. Andaikan satu penggerak kekakuan kilasan adalah 10 000 Nm/radian dan jarak dari pusat jisim panel susunan solar ke pusat penggerak putaran ialah 1.2 m. Kira anggaran frekuensi asas untuk sistem suria dengan penggerak. **(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/cm³. Satelit tersebut memerlukan 10 kg bahan api.
- (i) Tentukan saiz tangki bahan api untuk satelit ini **(2 markah)**
- (ii) Tekanan operasi permulaan hayat adalah 27.6 MPa pada 293K dengan ketumpatan 284 kg / m³. Andaikan tekanan tangki di akhir hayat adalah

689 kPa pada 293K dan pemalar tertentu utk gas bertekanan adalah $29.8 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$, kira jisim gas bertekanan untuk tangki tekanan tinggi.

(4 markah)

5. [a] Terbitkan keperluan-keperluan untuk komputer pemprosesan atas kapal berdasarkan objektif misi untuk SCS satelit:

- Menyediakan tambahan, komunikasi berterusan masa nyata pada kos yang rendah untuk tentera, termasuk individu tentera, di lokasi terpencil menggunakan peralatan bersaiz sel-telefon yang mereka sudah miliki.
- Untuk menyediakan tahap komunikasi yang sama kepada pekerja-pekerja bantuan bencana di lokasi terpencil.

(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. 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).

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

Hot case $\beta=70$					
Surface	Description	Area(m ²)	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]

(10 markah)

...12/-

-12-

-00000000-