



Second Semester Examination
2018/2019 Academic Session

June 2019

ESA382 – Spacecraft Subsystem Design
[Rekabentuk Subsistem Kapal Angkasa]

Duration : 3 hours
(Masa : 3 jam)

Please check that this examination paper consists of **THIRTEEN (13)** pages of printed material before you begin the examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi **TIGA BELAS (13)** muka surat yang bercetak sebelum anda memulakan peperiksaan ini].*

Instructions : Answer **FOUR (4)** questions. **All questions are COMPULSORY.**

[Arahan : Jawab **EMPAT (4)** soalan. **Semua soalan WAJIB dijawab.]**

In the event of any discrepancies, the English version shall be used.

[Sekiranya terdapat sebarang percanggahan pada soalan peperiksaan, versi Bahasa Inggeris hendaklah digunakan].

1. A 6U satellite is planned to be launched to conduct a mission at Mars orbit. The satellite will carry a payload to study Mars's atmosphere. It will be orbiting the Mars circularly at the equator with an altitude of 300 km. The satellite will use a momentum wheel stabilization method. Given :

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

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

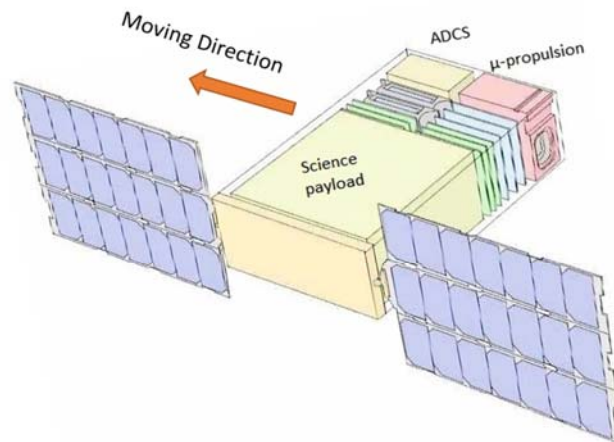
Mars Radius, $R_{Mars} = 3390 \text{ km}$

- (a). Describe the cyclic and secular disturbance for the Mars mission.

(5 marks)

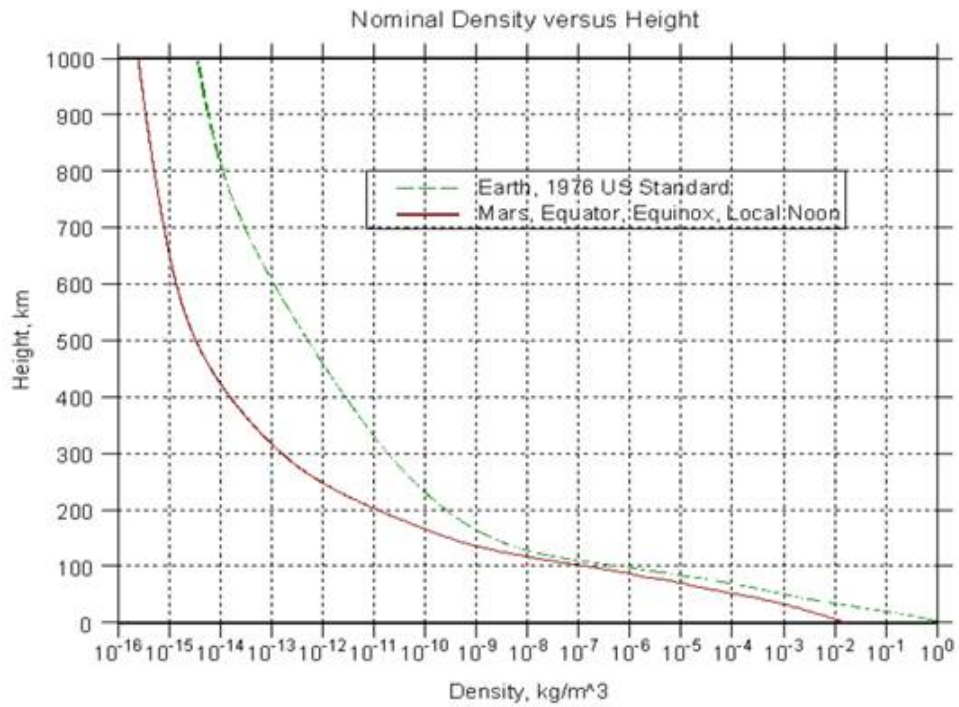
- (b). The satellite is a combination of six CubeSat and moves in orbit as shown in **Figure 1(b)[i]**. One unit of CubeSat has an area of 0.01 m^2 for one face of the cube. The drag coefficient is 1.28, the difference between the centre of aerodynamics pressure and centre of mass is 0.15 m and data of atmospheric density is given in the graph in **Figure 1(b)[ii]**. Calculate aerodynamic torque experienced by the satellite.

(10 marks)



i. Satellite Moving Direction

Figure 1(b)[i]



ii. Atmospheric Density of Mars

Figure 1(b)[ii]

- (c). The satellite sunlit surface area is 0.105 m^2 , reflectance factor is 0.8 and the distance between the centre of solar radiation pressure and centre 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 satellite in Mars orbit.

(10 marks)

2. (a). In designing a power system for a satellite, one should understand the Concept Operation (Con Op) of the mission. Briefly describe how the Con Op influences the Power budget and define the meaning of On-orbit Power average.

(5 marks)

- (b). A 1U CubeSat will be launched from Kibo Deployer module in International Space Station (ISS). The satellite has a mission of technology demonstration of the mini hyperspectral camera. The camera needs to at least take a picture per orbit. No pointing requirement is needed. Based on the power consumption of each subsystem given in **Table 2(a)**,

Table 2(a)

Subsystem	Components	Power (mW)
Payload	Camera	1500
Power System	Power distributor	100
Communication	Transmitter (S-Band)	1500
	Receiver (VHF)	336
ADCS	Magnetic Torquer	150
OBDH	Computer	150
Mechanism	Antenna deployment system	130

- (i). Determine the suitable mode based on the Con Op of the satellite from the deployment to deorbit. Please state any assumption in designing the Con Op of the mission.
- (ii). Calculate the power budget of each mode with 20% of safety margin. Finally, state the on-orbit power average of the mission.

(10 marks)

- (c). The satellite in **Question 2(b)** will orbit Earth at 500km altitude for two year mission lifetime. During the eclipse period, the satellite will function similar to the nominal phase. Estimate the size of a solar panel considering GaAs solar cells (21.8% efficiency) with sun incident angle at 25 degree and inherent degradation, $I_d = 0.75$. 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 GaAs =2.75% per year).

(10 marks)

3. (a). What should a structure subsystem engineer need to consider in designing the structure of a spacecraft.

(5 marks)

- (b). In estimating a 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 the solar array panel is 0.8 m x 1.5 m. Assume an actuator torsional stiffness is 10000 Nm/rad and the distance from the solar array panel centre of mass to the actuator centre of rotation is 1.2 m. Calculate fundamental frequency for the solar array system with the actuator.

(10marks)

- (c). Satellite in **Question 1** has an inclination of 50 degree to the Earth equator. The flight dynamic associated with this orbit shows that the angle between the solar vector and the orbit plane (β angle) can vary from 0 to 78.5 degree. At $\beta = 0$, the satellite will be in the Earth's shadow 40% of the orbit. Electrical power dissipation for this satellite is 2.5 W. By using **Table 3(a)**, calculate the total temperature for a cold and hot case for the different surface of spacecraft with an area of 1 m² of each surface. (Assume the effective absorptance is 0.85 and emissivity of 0.9).

Table 3(a)

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

(10 marks)

4. (a). A geostationary satellite carries a C-band transponder which transmits 20W into an antenna with an on-axis gain of 30 dB. An Earth station is in the centre of the antenna beam from the satellite, at a distance of 38000 km. For a frequency of 4.0 GHz,
- (i). Calculate the incident flux density at the Earth station in W/m^2 and in dBW/m^2 .
 - (ii). The Earth station has an antenna with a circular aperture 2 m in diameter and an aperture efficiency of 65%. Calculate the received power level in W and in dBW at the antenna output port.
 - (iii). Calculate the free space path loss between the satellite and the Earth station.

(15 marks)

- (b) A system organisation of a modular architecture On-Board Data Handling (OBDH) uses a decentralised architecture with a communication bus between various pieces of data processing and handling equipment. Brief the various modules involve in the modular architecture and provide a diagram showing the flow of data management.

(10 marks)

1. Sebuah satelit bersaiz 6U telah dirancang untuk dilancarkan bagi menjalankan sebuah misi di orbit Marikh. Satelit tersebut akan membawa bebanbayar untuk mengkaji atmosfera Marikh. Satelit ini akan mengorbit Marikh di ekuator dengan altitud setinggi 300 km. Satelit ini juga akan menggunakan kaedah kawalan penstabilan roda momentum. Diberikan :

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

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

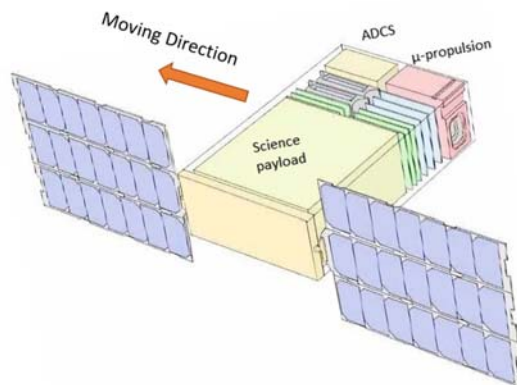
Jejari Marikh, $R_{Mars} = 3390 \text{ km}$

- (a). Terangkan gangguan kitaran dan gangguan sekular pada satelit untuk misi Marikh ini.

(5 markah)

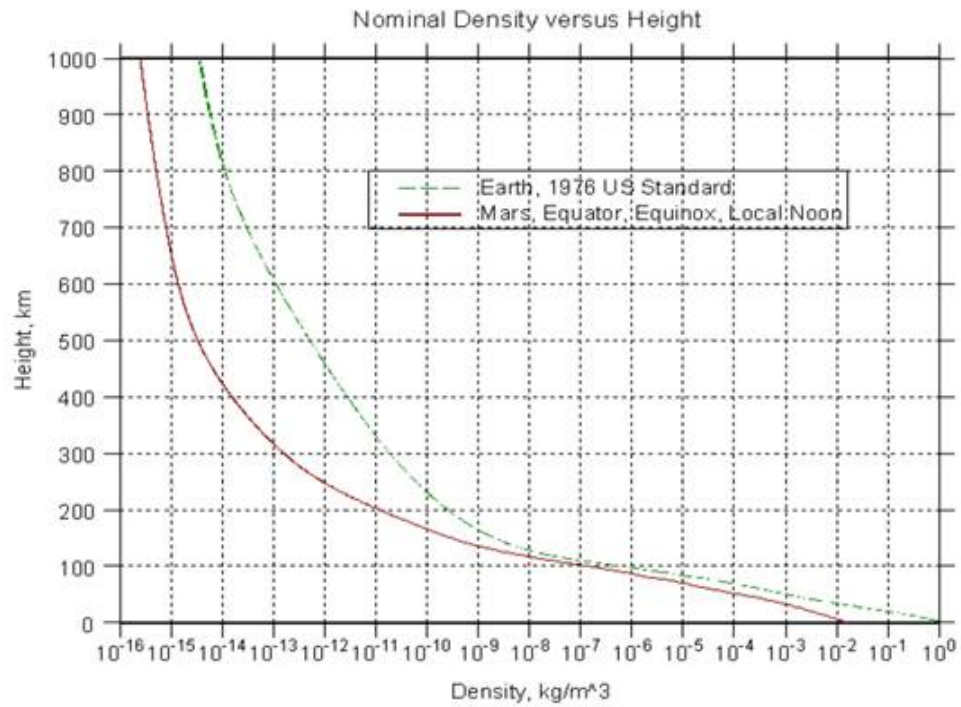
- (b). Satelit tersebut adalah gabungan enam unit CubeSat dan bergerak dalam orbit seperti yang ditunjukkan dalam **Rajah 1(b)[i]**. Satu unit Cubesat mempunyai keluasan 0.01 m^2 untuk satu permukaan kiub. Pekali seretan adalah 1.28, perbezaan di antara pusat tekanan aerodinamik dan pusat jisim adalah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

(10 markah)



i. Arah pergerakan satelit

Rajah 1(b)[i]



ii. Ketumpatan Atmosfera Marikh

Rajah 1(b)[ii]

- (c) Kawasan permukaan satelit yang disinari matahari adalah 0.105 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 torak gangguan yang akan dialami oleh satelit nano di orbit Marikh.

(10 markah)

2. (a). Dalam merencanakan sistem kuasa untuk satelit, seseorang harus memahami Konsep Operasi (Con Op) misi tersebut. Terangkan secara ringkas bagaimana Konsep Operasi ini mempengaruhi anggaran kuasa dan tentukan maksud Purata Kuasa di orbit.

(5 markah)

- (b). Sebuah CubeSat bersaiz 1U akan dilancarkan daripada modul pelancar KIBO di Stesen Angkasa Antarabangsa (ISS). Satelit tersebut mempunyai misi demonstrasi teknologi untuk sebuah kamera mini berspektrum tinggi. Kamera ini perlu mengambil sekurang-kurangnya satu imej dalam satu orbit. Misi ini tidak memerlukan pengarah. Berdasarkan keperluan kuasa subsistem seperti dalam **Jadual 2(a)**,

Jadual 2(a)

Subsystem	Components	Power (mW)
Payload	Camera	1500
Power System	Power distributor	100
Communication	Transmitter (S-Band)	1500
	Receiver (VHF)	336
ADCS	Magnetic Torquer	150
OBDH	Computer	150
Mechanism	Antenna deployment system	130

- (i) Tentukan mod yang bersesuaian berdasarkan konsep operasi satelit daripada dilancarkan hingga ke fasa 'deorbit'. Sila nyatakan sebarang andaian dalam menggunakan konsep operasi tersebut.
- (ii) Kirakan jumlah keperluan kuasa untuk setiap mod dengan mengambilkira 20% margin keselamatan. Seterusnya, nyatakan purata kuasa orbit untuk misi ini.

(10 marks)

- (c). *Satelit dalam Soalan 2(b) akan mengorbit Bumi pada ketinggian 500 km untuk jangka hayat misi selama dua tahun. Semasa tempoh gerhana, satelit akan berfungsi sama seperti fasa nominal. Anggarkan saiz panel solar dengan mengambilkira sel solar GaAs (kecekapan 21.8%) dengan sudut insiden matahari pada 25 darjah dan degradasi yang wujud, $I_d = 0.75$. Sila nyatakan anggapan anda apabila membuat saiz solar ini. (DET: $X_e = 0.65$ $X_d = 0.85$, PPT: $X_e = 0.60$ $X_d = 0.80$, degradasi untuk GaAs = 2.75% setahun).*

(10 markah)

3. (a). *Apakah yang perlu dipertimbangkan oleh jurutera struktur dalam merekabentuk struktur kapal angkasa?*

(5 markah)

- (b). *Dalam menganggarkan frekuensi asas panel solar satelit, 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 10000 Nm/rad 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.*

(10 markah)

- (c). *Satelit dalam **Soalan 1** mempunyai kecondongan 50 darjah ke ekuator 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 $\beta = 0$, satelit tersebut akan berada di dalam bayang-bayang Bumi 35% daripada orbit. Jejak lesap kuasa elektrik bagi satelit ini adalah 2.5 W. Dengan menggunakan **Jadual 3(a)**, Kira jumlah suhu untuk kes sejuk dan panas untuk pada setiap permukaan kapal angkasa. (Andaikan keserapan berkesan ialah 0.8 dan kepancaran ialah 0.9).*

Jadual 3(a)

<i>Cold case $\beta=0$</i>					
<i>Surface</i>	<i>Description</i>	<i>Area(m²)</i>	<i>Solar</i>	<i>Albedo</i>	<i>Earth IR</i>
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

<i>Hot case $\beta=70$</i>					
<i>Surface</i>	<i>Description</i>	<i>Area(m²)</i>	<i>Solar</i>	<i>Albedo</i>	<i>Earth IR</i>
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

(10 markah)

4. (a). *Sebuah satelit geopegun membawa transponder C-band yang menghantar 20 W ke antena dengan gandaan di paksi sebanyak 30 dB. Stesen Bumi berada di tengah-tengah sinar antena dari satelit, pada jarak 38000 km. Untuk frekuensi 4.0 GHz,*
- (i). *Kirakan ketumpatan fluks tuju di stesen bumi dalam W/m^2 dan dalam dBW/m^2 .*
 - (ii). *Stesen Bumi mempunyai antena dengan bukaan bulat 2 m diameter dan kecekapan bukaan sebanyak 65%. Kirakan tahap kuasa yang diterima dalam W dan dalam dBW pada port keluaran antena.*
 - (iii). *Kirakan kehilangan pada laluan ruang bebas antara satelit dan stesen Bumi.*

(15 markah)

- (b). *Sebuah organisasi sistem pengendalian data atas pesawat (OBDH) modular menggunakan senibina yang terpecar dengan bas komunikasi antara pelbagai kepingan pemprosesan data dan peralatan pengendalian. Berikan ringkasan pelbagai modul yang terlibat dalam senibina modular dan sediakan rajah yang menunjukkan aliran pengurusan data.*

(10 markah)

- 0000000 -