



UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

**Peperiksaan Semester Kedua
Sidang Akademik 2000/2001**

Februari/Mac 2001

ESA 382 – Sistem Kapal Angkasa

Masa : [3 Jam]

ARAHAN KEPADA CALON :

1. Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi LAPAN mukasurat bercetak termasuk lampiran dan ENAM soalan.
2. Anda dikehendaki menjawab LIMA soalan sahaja.
3. Agihan markah bagi setiap soalan diberikan di sut sebelah kanan.
4. Anda dibenarkan menjawab dalam Bahasa Inggeris dan sekurang-kurangnya satu soalan mestilah dijawab dalam Bahasa Melayu.
5. Mesin kira yang bukan boleh diprogramkan boleh digunakan.

1. (a) Senaraikan dan terangkan dengan ringkas faktor utama yang mempengaruhi prestasi sel suria.

List and briefly explain major factors that influence solar cell performance

(20 markah/marks)

- (b) Senaraikan dan terangkan dengan ringkas komponen utama enjin pendorong cecair.

List and briefly describe major components of a liquid propellant engine

(30 markah/marks)

- (c) Kirakan tujuh motor pendorong pepejal yang mempunyai tataatur bijian pembakar hujung (selongsong terikat), dengan parameter berikut;

Calculate the thrust of solid propellant motor having end-burner (case bonded) grain configuration, given the following parameter

Garis pusat bijian/Diameter of grain	= 0.5 m
Ketumpatan pendorong/Propellant density	= 2000 kg/m ³
Jisim molekul/Molecular mass	= 25
Nisbah haba tentu/Specific heat ratio	= 1.25
Kadar bakar/Burn rate	= 1.0 cm/sec
Tekanan kebuk pembakar/Combustion chamber pressure	= 7 MPa
Suhu kebuk pembakar/Combustion chamber temperature	= 2500 K
Tekanan di planar keluar/Pressure at exit plane	= 0.07 MPa
Tekanan atmosfera/Atmosphere pressure	= 0.07 MPa

(50 markah/marks)

2. (a) Nyatakan dan bincangkan ungkapan-ungkapan untuk tiga mod perpindahan haba; pengaliran, olakan dan sinaran.

State and describe the expressions for three modes of heat transfer: conduction, convection, and radiation

(20 markah/marks)

- 3 -

- (b) Senaraikan dan bincangkan dengan ringkas komponen utama motor bahan pendorong pepejal.

List and describe briefly major components of a solid propellant rocket motor.

(30 markah/marks)

- (c) Sistem kuasa satelit GEO terdiri daripada bateri kimia dengan data-data berikut;

The power system of GEO satellite consist of a chemical battery, with the following data:

Kuasa beban bayar/Payload power	= 1000 W
Kala gerhana/Eclipse period	= 1.2 h
Voltan bas/Bus voltage	= 28 ± 0.5 V
Voltan unit sel/Voltage of cell unit	= 1.25 V
Kadar alir kedalaman maksima/ Max. depth of discharging (DOD)	= 70%
Kuasa tentu/Specific power	= 35 (W-h)/kg

Kirakan parameter berikut:

Calculate the following parameters:

- (i) bilangan sel/number of cells
- (ii) keupayaan yang diperlukan/required capacity
- (iii) jisim bateri/battery mass.

(50 markah/marks)

3. (a) Terbitkan keseimbangan haba untuk satelit LEO.

Formulate the heat balance for a LEO satellite

(20 markah/marks)

- (b) Takrifkan dan terangkan dengan ringkas bidang tugas dan ciri-ciri janakuasa radioisotop dalam sistem kuasa kapal angkasa

Define and briefly describe the role and features of radioisotope generators in a spacecraft power system.

(30 markah/marks)

- (c) Enjin roket bahan pendorong cecair kapalangkasa menggunakan pendorong mono-bahan (hydrazin) sebagai komponen bahan pendorong dan gas nitrogen sebagai gas tekanan.

Spacecraft liquid propellant rocket engine uses monopropellant (hydrazine) as propellant component, and gaseous nitrogen as pressurizing gas.

Diberi/Given:

Jisim kapalangkasa awal/ <i>Initial spacecraft mass</i>	= 800 kg
Ketumpatan bahan pendorong/ <i>Propellant density</i>	= 1000 kg/m ³
Dedenyut tentu/ <i>Specific impulse</i>	= 2300 m/sec
Jisim molekul nitrogen/ <i>Nitrogen molecular mass</i>	= 28
Jumlah ΔV yang diperlukan/ <i>Total required ΔV</i>	= 400 m/sec
Suhu gas/ <i>Gas temperature</i>	= 300 K
Suhu bahan pendorong/ <i>Propellant temperature</i>	= 300 K
Tekanan tangki bahan pendorong/ <i>Propellant tank pressure</i>	= 5 MPa.
Tekanan tangki tekanan awal/ <i>Initial pressurant tank pressure</i>	= 30 MPa

Kirakan jisim bahan pendorong yang diperlukan, jisim gas tekanan, dan isipadu tangki tekanan.

Calculate required propellant mass, pressurizing gas mass, and pressurant tank volume

(50 markah/marks)

4. (a) Terbitkan persamaan Tsiolkovsky.

Derive Tsiolkovsky's formula

(20 markah/marks)

- (b) Terangkan dengan ringkas teknik-teknik aktif kawalan haba.

Briefly describe active thermal control techniques

(30 markah/marks)

- 5 -

- (c) Kirakan suhu keseimbangan sebuah satelit berputar GEO semasa kala penyinaran. Penyerapan, α , permukaan ialah 0.65 dan pancaran, ε , permukaan ialah 0.8. Keamatan fluks suria ialah 1400 W/m^2 . Haba yang dihasilkan oleh "transponders" dengan jumlah kuasa kemasukan 800W dan kecekapan 30%.

Andaikan kapalangkasa mempunyai bentuk silinder dan haba diserap dan disinari oleh permukaan silinder sahaja. Luas kawasan ialah 10 m^2 .

Calculate the equilibrium temperature of a spinning GEO satellite during the illumination period. The absorptance, α , of the surface is 0.65 and the emittance, ε , of the surface is 0.8. The solar flux intensity is 1400 W/m^2 . The heat is produced by transponders having total input power of 800W and efficiency of 30%.

Assume that spacecraft has cylindrical shape and that heat is absorbed and radiated by cylindrical surface only. Area of this surface is 10 m^2 .

(50 markah/marks)

5. (a) Terbitkan persamaan pergerakan titik jisim boleh ubah atau persamaan Meschersky.

Derive the equation of variable mass point motion or Meschersky's formula

(20 markah/marks)

- (b) Senaraikan sistem-sistem utama kapal angkasa dan terangkan dengan ringkas bidang tugas mereka.

List major systems of spacecraft and briefly describe their roles

(30 markah/marks)

- (c) Kuasa yang diperlukan oleh satelit geo-tetap ialah 2000W . Sistem kuasa terdiri daripada tatasusunan suria sebagai sumber utama dan bateri kimia sebagai sumber sekunder. Suhu operasi tatasusunan suria ialah 45° C. Faktor bungkusan ialah 0.9. Kala gerhana ialah 1.2 h. Kecekapan pertukaran sel suria pada 25°C bersamaan 18%. Penyusutan sinaran adalah kecil. Kirakan luas kawasan tatasusunan suria mengikut matahari.

The required power of the geostationary satellite is 2000W . The power system contents solar array as primary source and chemical battery as secondary source. The operation temperature of the solar array is 45° C. Packing factor is 0.9. Eclipse period is 1.2 h. Conversion efficiency of the solar cell at 25°C equal to 18%. Radiated degradation is negligible small. Calculate the area of the sun-tracking solar array.

(50 markah/marks)

6. (a) Terangkan dengan ringkas fenomena fizikal asas operasi sel suria. *Briefly explain the fundamental physical phenomena for solar cell operation.*

(20 markah/marks)

- (b) Terangkan dengan ringkas teknik-teknik kawalan pasif haba. *Briefly describe passive thermal control techniques.*

(30 markah/marks)

- (c) Terbitkan keseimbangan haba untuk sebuah satelit geo-tetap semasa kala penyinaran. Kirakan keseimbangan suhu tatasusunan suria mengikut matahari semasa kala ini apabila penyerapan permukaan sel suria ialah 0.65 dan penyinaran permukaan (depan) ialah 0.8. Penyinaran tatasusunan suria di bahagian belakang ialah 0.95. Kecekapan penukaran sel suria bersamaan 18%.

Formulate the heat balance for the geostationary satellite during illumination period. Calculate the equilibrium temperature of its sun-tracking solar array during this period when the absorptance of the solar cell surfaces is 0.65 and the emittance of this (front) surface is 0.8. The emittance of the solar array backside surface is 0.95. The conversion efficiency of solar cell equal to 18%.

(50 markah/marks)

Appendix

Physical constants

$$\sigma = 5.67 \cdot 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \text{ K}^4) = \text{Stefan - Boltzmann constant}$$

$$J_s = 1400 \text{ W}/\text{m}^2 = \text{Solar flux intensity at Earth distance from Sun}$$

$$R = 8314.3 \text{ N m}/(\text{kg mol K}) = \text{Universal gas constant}$$

Formulas

Exhaust velocity

$$v_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{RT_c}{M} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \text{ m/sec}$$

Where

 k = specific heat ratio R = universal gas constant M = molecular mass T_c = combustion chamber temperature p_c = combustion chamber pressure p_e = pressure at nozzle exit

The initial storage gas mass of the pressurant tank

$$m_o = M \frac{p_p V_p}{RT_o} \left(\frac{k}{1 - p_p / p_o} \right)$$

where M = molecular mass V_p = propellant tank volume T_o = initial temperature of pressurant tank

p_p = propellant tank pressure
 p_0 = initial pressure of pressurant tank
 k = specific heat ratio
 R = universal gas constant

The thrust of rocket propulsion

$$T = \dot{m}v_e + (p_e - p_a)A_e$$

where \dot{m} = mass flow

v_e = exhaust velocity

p_e = pressure at the exit plane

p_a = atmosphere pressure

A_e = exit area

Required capacity of battery

$$C = \frac{Pt}{DOD \ n \ V_1}$$

where P = payload power

t = eclipse period

DOD = max. depth of discharging (DOD)

n = number of cells

V_1 = voltage of cell unit