
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

First Semester Examination
2008/2009 Academic Session
*Peperiksaan Semester Pertama
Sidang Akademik 2008/2009*

November 2008
November 2008

ESA 481/3 – Spacecraft Design
Rekabentuk Kapal Angkasa

Duration : 3 hours
[Masa : 3 jam]

INSTRUCTION TO CANDIDATES
ARAHAN KEPADA CALON

Please ensure that this paper contains **TWELVE (12)** printed pages and **TEN (10)** questions before you begin examination.

*Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **DUA BELAS (12)** mukasurat bercetak dan **SEPULUH (10)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.*

Part I (20%). (Answer 1 problem from questions 1 and 2)

Part II (20%). (Answer 1 problem from questions 3, 4 and 5)

Part III (15%). (Answer 4 problems from questions 6-10)

Bahagian I (20%). (Jawab 1 soalan dari soalan 1 dan 2)

Bahagian II (20%). (Jawab 1 soalan dari soalan 3,4 dan 5)

Bahagian III (15%). (Jawab 4 soalan dari soalan 6 – 10)

Answer all the questions in English.

Jawab semua soalan dalam Bahasa Inggeris.

Each questions must begin from a new page.

Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.

PART 1/BAHAGIAN 1

1. Present and describe space vehicle design diagram in the structure of space systems. Explain main designing criteria.

Perihalkan dan huraikan gambarajah rekabentuk kapal angkasa di dalam struktur sistem angkasa. Terangkan kriteria utama dalam rekabentuk tersebut.

(20 marks/markah)

2. (a) Describe a jet orientation system (briefly).
Perihalkan sistem orientasi jet secara ringkas
- (b) Solve a problem below:
Selesaikan masalah di bawah:

A satellite is on the Earth orbit. A jet orientation system (using a cold gas as a working medium) during the most part of the flight provides approximate orientation of the satellite relative to the Sun, Earth and accurate pointing during corrections and scientific experiments.

The satellite has the following performances:

$I_{Sat} = 50 \text{ kg}\times\text{m}^2$ – satellite moment of inertia; $P_{sp} = 180 \text{ s}$ - controlled jet nozzles (CJN) specific thrust (the working medium is helium (He)); $l = 0.2 \text{ m}$ - arm of CJN thrust operation; $g_0 = 9.806 \text{ m/s}^2$ - terrestrial gravity acceleration.

Derive formulas for calculation of the required working medium margin (m, kg) and calculate it for the following operations:

Terdapat sebuah satelit di orbit bumi. Dalam kebanyakan penerbangan, sistem orientasi jet (menggunakan gas dingin sebagai medium kerja) membekalkan orientasi yang hampir sama dengan satelit berkadar dengan matahari, Bumi dan kejitian penunjukan ketika pembetulan dan juga eksperimen sains. Satelit tersebut mempunyai prestasi seperti berikut:

$I_{Sat} = 50 \text{ kg}\times\text{m}^2$ – momen inersia untuk satelit; $P_{sp} = 180 \text{ s}$ – muncung jet terkawal (CJN) tujuh tentu (medium kerja ialah helium (He)); $l = 0.2 \text{ m}$ – lengan pada operasi tujuh untuk CJN; $g_0 = 9.806 \text{ m/s}^2$ – pecutan graviti bumi.

Dapatkan formula-formula untuk pengiraan untuk keperluan margin bagi medium kerja (m,kg) dan lakukan pengiraan untuk yang seterusnya:

- (i) Increase or decrease of satellite angular velocity $\Delta\omega$ ($\Delta\omega=2$ deg/s).

Menaik atau menurun untuk halaju sudut untuk satelit $\Delta\omega$ ($\Delta\omega=2$ deg/s).

- (ii) Satellite orientation problem.

In stabilizing mode (with sensors possessing sensitivity of $\Delta\omega = 0.1$ deg/s – for angular velocity, $\Delta\phi = 0.5$ deg – for an angle) the SV performs vibrating motion with amplitude of $\pm\Delta\phi$ (equal $2\Delta\phi$) and angular velocity of $\Delta\omega$. The stabilization process duration $\tau^* = 50$ s.

Masalah orientasi satelit.

Dalam keadaan penstabilan (dengan penderia yang mempunyai kesensitifan $\Delta\omega = 0.1$ deg/s – untuk halaju sudut, $\Delta\phi = 0.5$ deg – untuk satu sudut) keupayaan SV untuk pergerakan bergetar dengan amplitud $\pm\Delta\phi$ (sama dengan $2\Delta\phi$) dan halaju sudut pada $\Delta\omega$. Tempoh untuk proses penstabilan adalah $\tau^ = 50$ s.*

(20 marks/markah)

PART II/BAHAGIAN II

3. (a) Describe space vehicle general requirements and space vehicle design general requirements of the following:

Perihalkan keperluan am untuk kapal angkasa dan keperluan am untuk rekabentuk kapal angkasa seperti berikut:

- (i) Reliability requirements
Keperluan kebolehharian
- (ii) Operational specifications
Spesifikasi operasi
- (iii) Economic requirements
Keperluan ekonomi
- (iv) Least mass and volume requirements
Keperluan jisim dan isipadu yang mini
- (v) Strength requirements
Keperluan kekuatan
- (vi) Stiffness requirements
Keperluan kekakuan
- (vii) Pressurization requirements
Keperluan tekanan
- (viii) Requirements on minimum energy demand
Keperluan pada permintaan tenaga yang minima
- (ix) Requirements on industrial-technological complex
Keperluan kepada teknologi industri yang kompleks

(15 marks/markah)

- (b) Present and explain the decision on in-flight complex configuration with independent reliability. Determine the total probability of faultless operation (P_{Σ}). ($P_1=0.65$ - probability of faultless operation of a single SV, $N = 3$ - number of satellite).

Perihalkan dan terangkan keputusan tatarajah pada penerbangan kompleks dengan kebolehharian bebas. Tentukan jumlah kemungkinan pada operasi tanpa gagal (P_{Σ}). ($P_1=0.65$ - kemungkinan operasi tanpa gagal untuk satu SV, $N = 3$ - bilangan satelit).

(5 marks/markah)

4. Explain Korolev's formula below.

Terangkan mengenai formula Korolev seperti di bawah.

Korolev's formula.

$$V_f = \underbrace{-gP_{sp.thr.v.} \ln \mu_f}_{\text{Tsiolkovski's formula}} - \underbrace{\frac{P_{sp.thr.0}}{n_0} \int_{\mu_f}^1 g \sin \theta \frac{d\mu}{\mu}}_{\Delta V_{grav}} - \underbrace{\frac{P_{sp.thr.0}}{n_0} \frac{g}{P_m} \int_{\mu_f}^1 q c_x \frac{d\mu}{\mu}}_{\Delta V_{aer}} - \underbrace{\Delta P_{sp.thr.} g \int_{\mu_f}^1 \frac{P(H)}{P(0)} \frac{d\mu}{\mu}}_{\Delta V_{c.u.}}$$

(20 marks/markah)

5. (a) Describe and explain a Solar probe thermal protection system which is nonstandard thermal protection system design as depicted in the sketch below (refer to **Figure Q 5(a)** and **Figure Q 5(b)**).

Perihalkan dan terangkan Sistem Perlindungan haba untuk kuar suria di mana ianya adalah sistem rekacipta untuk perlindungan haba tanpa piawaian seperti yang dilakarkan dalam lakaran di bawah (rujuk Rajah S 5(a) dan Rajah S 5(b)).

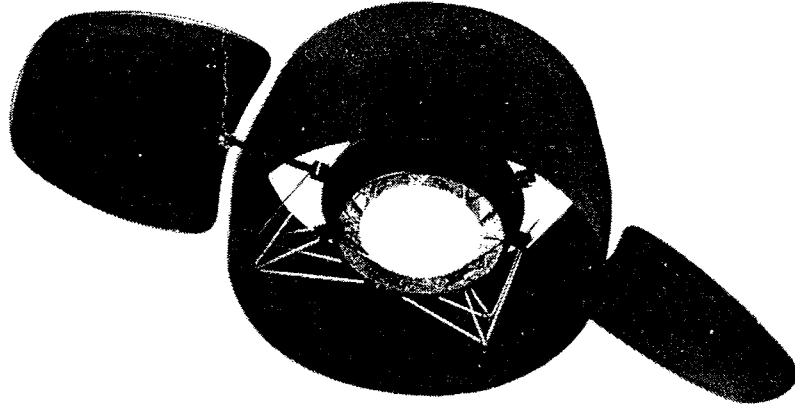


Figure Q 5(a)/Rajah S 5(a)

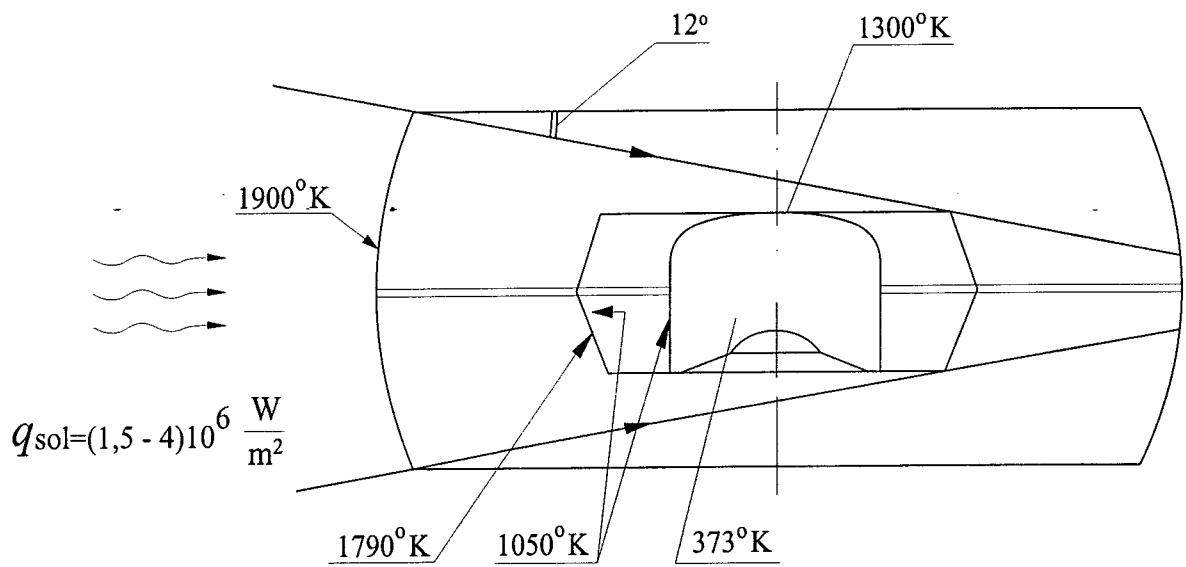


Figure Q 5(b)/Rajah S 5(b)

(15 marks/markah)

5. (b) Present and explain the decision on in-flight complex configuration with independent reliability. Calculate a number of satellites to provide the total probability of a faultless operation $P_{\Sigma} = 0.9$, if the probability of a faultless operation of a single satellite is $P_1=0.6$.

Perihalkan dan terangkan keputusan tatarajah pada penerbangan kompleks dengan kebolehharian bebas. Kirakan bilangan satelit untuk membekalkan jumlah kemungkinan pada operasi tanpa gagal $P_{\Sigma} = 0.9$, jika kemungkinan pada operasi tanpa gagal untuk sebuah satelit ialah $P_1=0.6$.

(5 marks/markah)

PART III/BAHAGIAN III

6. (a) Present and explain a transfer between two coplanar circular orbits (Hohmann transfer).

Perihalkan dan terangkan pemindahan di antara dua orbit sesatah bulat (Pemindahan Hohmann)

- (b) Present and explain a non-coplanar transfer between two non-coplanar circular orbits (refer to **Figure Q 6(b)**).

*Perihalkan dan terangkan pemindahan tidak sesatah di antara orbit bulat tidak sesatah (rujuk **Rajah S 6(b)**)*

- (c) Solve a problem below:

A satellite is on the Earth circular orbit (support orbit, $r_{so} = 6571\text{km}$). Calculate the total velocity needed for coplanar orbit transfer to working circular orbit ($r_{wo} = 6771\text{km}$). Gravitational constant to Earth's mass product $\mu = 398600 \text{ km}^3/\text{s}^2$.

Selesaikan masalah di bawah:

Sebuah satelit berada di orbit bulat Bumi (orbit sokongan, $r_{so} = 6571\text{km}$). Kira jumlah halaju yang diperlukan untuk pemindahan orbit sesatah kepada orbit kerja bulat ($r_{wo} = 6771\text{km}$). Pemalar graviti kepada hasil darab jisim Bumi ialah $\mu = 398600 \text{ km}^3/\text{s}^2$.

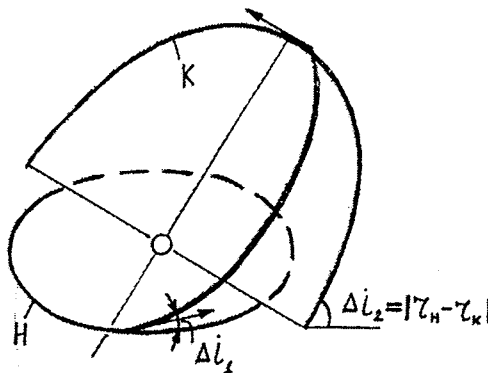


Figure Q 6(b)/Rajah S 6(b)

(15 marks/markah)

...9/-

7. Describe the forces exerted against a spacecraft in orbital flight and spacecraft center-of-mass motion equation. (The spacecraft motion is in the gravitational field of Earth which is assumed to be a perfect sphere). Describe orbital elements (refer to **Figure Q (7)**).

*Terangkan daya yang digunakan terhadap kapal angkasa di orbit penerbangan dan persamaan gerakan pusat jisim untuk satelit. (Pergerakan kapal angkasa adalah di dalam medan tarikan graviti Bumi di mana dianggap sebagai bulatan yang sempurna). Terangkan elemen-elemen untuk orbit (rujuk **Rajah S (7)**).*

$$\frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = \bar{u}_G + \bar{u}_{at} + \bar{u}_m + \bar{u}_s + \bar{u}_c.$$

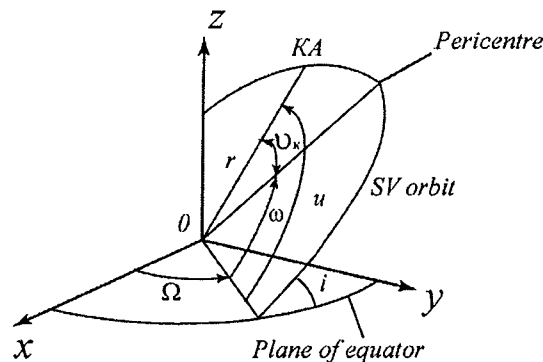


Figure Q (7)/Rajah S (7)

(15 marks/markah)

8. Tanks' configuration. Present and explain the decision upon the number of spherical tanks.

Tatarajah tangki. Perihalkan dan terangkan keputusan terhadap bilangan tangki bulat.

(15 marks/markah)

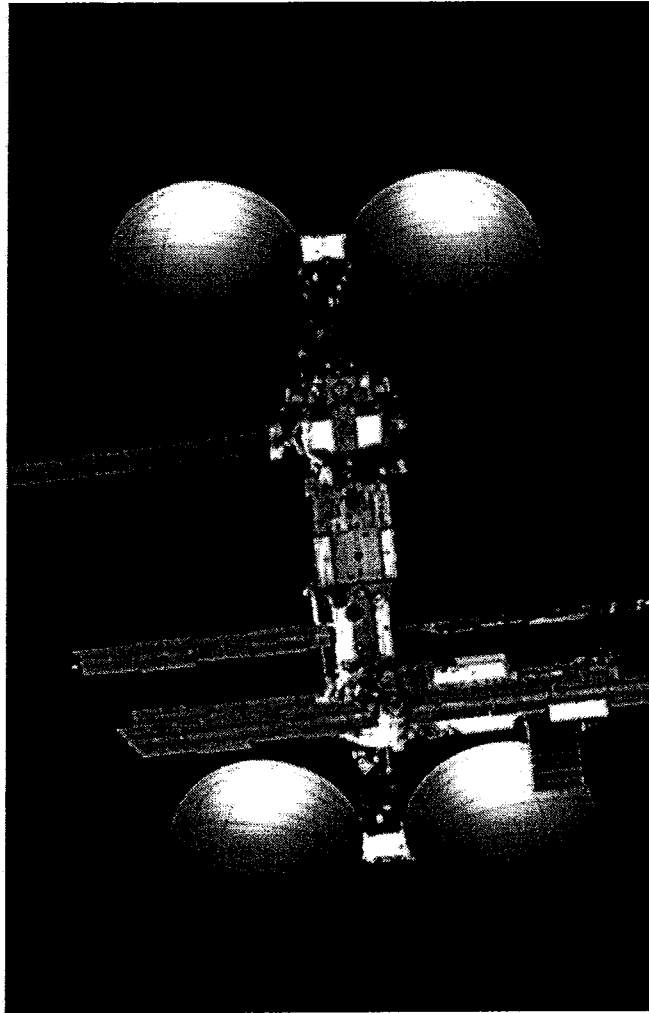


Figure Q (9)(a)/Rajah S (9)(a)

(15 marks/markah)

10. Describe the spacecraft (SC) configuration in gravitational field. Explain the conditions of the stable position of a SC in gravitational field (refer to **Figure Q(10)**)

Terangkan tatarajah kapal angkasa di dalam medan tarikan graviti. Terangkan keadaan pada posisi stabil sebuah kapal angkasa di dalam medan tarikan graviti (rujuk Rajah S(10))