
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Pertama
Sidang Akademik 2005/2006
*First Semester Examination
2005/2006 Academic Session*

November 2005
November 2005

ESA 481/3 – Rekabentuk Kapal Angkasa
Spacecraft Design

Masa : [3 jam]
Duration : [3 hours]

Sila pastikan bahawa kertas peperiksaan ini mengandungi TUJUH (7) mukasurat dan SEMBILAN (9) soalan sebelum anda memulakan peperiksaan ini.

Please ensure that this paper contains SEVEN (7) printed pages and NINE (9) questions before you begin examination.

Arahan: Jawab EMPAT (4) soalan dari Bahagian A dan DUA (2) soalan dari Bahagian B.

Instructions: Answer **FOUR (4)** questions from **Part A** and **TWO (2)** questions from **Part B**.

BAHAGIAN A
PART A

Arahan: Jawab EMPAT soalan sahaja.

Instruction: Answer FOUR questions only.

1. Tunjukkan dan terangkan keputusan yang diambil dalam menentukan konfigurasi kompleks dalam-penerbangan dengan keboleharapan bebas. Tentukan jumlah kebarangkalian bagi operasi tanpa gagal (P_D). ($P_1=0.5$ ialah kebarangkalian bagi operasi tanpa gagal untuk satu kapal angkasa, $N=3$ ialah bilangan satelit.)

Present and explain the decision on in-flight complex configuration with independent reliability. Determine the total probability of faultless operation (P_D). ($P_1=0.5$ is the probability of faultless operation of a single space vehicle, $N = 3$ is the number of satellites).

(15 markah/marks)

2. Huraikan daya-daya yang bertindak ke atas kapal angkasa semasa penerbangan orbit dan persamaan pergerakan pusat jisim kapal angkasa. (Pergerakan kapal angkasa ialah dalam medan graviti Bumi yang dianggap berbentuk sfera). Huraikan juga elemen-elemen orbit (rujuk Fig. 1).

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 Fig. 1).

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

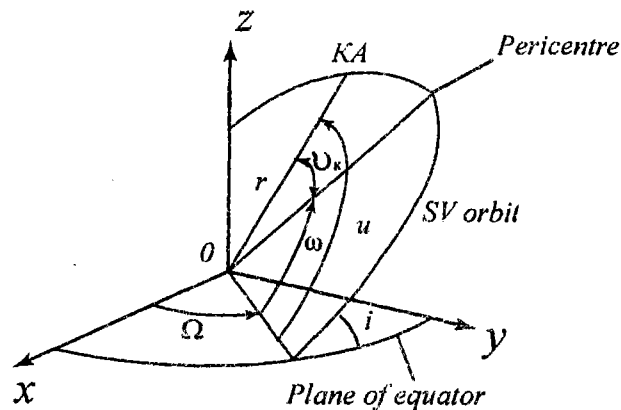


Fig. 1.

(15 markah/marks)

3. Susun atur tangki. Tunjukkan dan terangkan keputusan yang diambil dalam menentukan bilangan tangki berbentuk sfera.

Tank's configuration. Present and explain the decision upon the number of spherical tanks.

(15 markah/marks)

4. Huraikan konfigurasi satelit di orbit rendah bumi. Terangkan pengaruh aerodinamik dan tekanan suria pada satelit di orbit rendah bumi (rujuk *Fig. 2* dan *Fig. 3*).

Describe the low orbit satellite configuration. Explain the influence of aerodynamic and solar pressure on low orbit satellite (refer to Fig. 2 and Fig. 3).

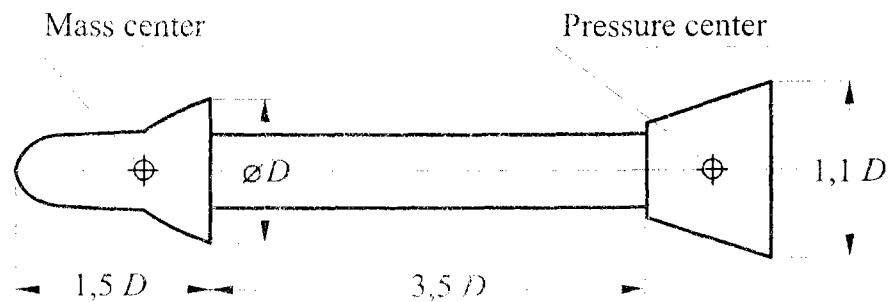


Fig. 2.

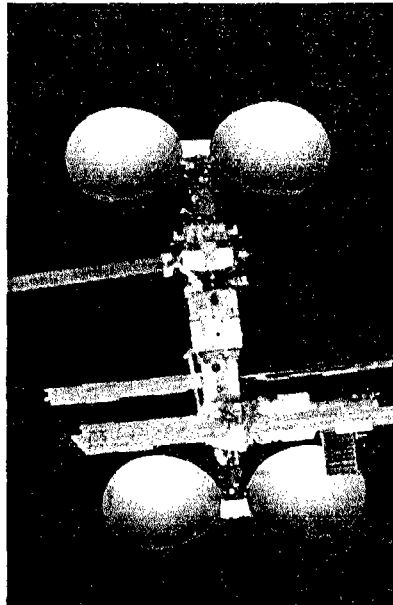


Fig. 3.

(15 markah/marks)

5. Huraikan konfigurasi kapal angkasa dalam medan graviti. Jelaskan keadaan bagi posisi stabil sebuah kapal angkasa dalam medan graviti (rujuk *Fig. 4*)

Describe the spacecraft configuration in gravitational field. Explain the conditions of the stable position of a spacecraft in gravitational field (refer to Fig. 4)

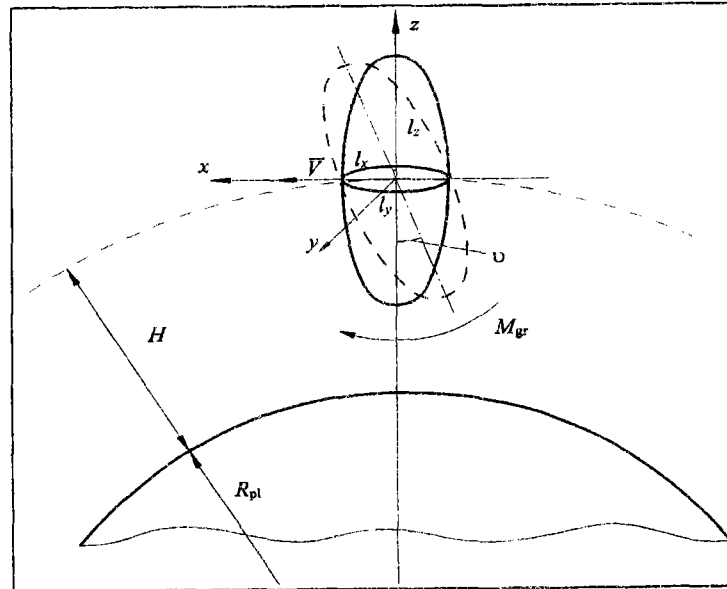


Fig. 4

(15 markah/marks)

BAHAGIAN B
PART B

Arahan: Jawab DUA soalan sahaja.

Instruction: Answer TWO questions only.

6. Tunjukkan dan huraikan gambarajah rekabentuk kenderaan angkasa dalam struktur sistem angkasa. Terangkan kriteria utama dalam proses rekabentuk.

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

(20 markah/marks)

7. (a) Gambarkan secara ringkas sebuah sistem orientasi jet.

Briefly describe a jet orientation system.

- (b) Selesaikan masalah di bawah:

Sebuah satelit berada dalam orbit Bumi. Satu sistem orientasi jet (yang menggunakan gas sejuk sebagai bahantara bertindak), dalam kebanyakan masa penerbangan, memberikan satelit tersebut orientasi hampir relatif kepada Matahari dan Bumi, dan penunjuk yang tepat semasa pembetulan atitud dan eksperimen saintifik.

Satelit tersebut mempunyai keupayaan berikut:

$I_{\text{Sat}} = 28 \text{ kg}\times\text{m}^2$; momen inersia satelit;
$P_{\text{sp}} = 70 \text{ s}$; tujahan spesifik muncung jet terkawal (bahantara bertindak ialah helium (He));
$l = 0.2 \text{ m}$; panjang lengan bagi operasi tujahan CJN;
$g_0 = 9.806 \text{ m/s}^2$; pecutan graviti bumi.

Solve the problem below:

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:

$I_{\text{Sat}} = 28 \text{ kg}\times\text{m}^2$; satellite moment of inertia;
$P_{\text{sp}} = 70 \text{ s}$; 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.

Terbitkan formula untuk pengiraan jidar bahantara bertindak yang diperlukan (m, kg) dan buat kiraan berdasarkan kepada operasi berikut:

- (i) Kenaikan atau penyusutan halaju sudut satelit $\Delta\omega$ ($\Delta\omega=2$ deg/s).
- (ii) Masalah orientasi satelit.

Dalam mod penstabilan (dengan keupayaan sensitiviti sensor ialah $\Delta\omega = 0.1$ deg/s – untuk halaju sudut, $\Delta\phi=0.5$ deg – untuk satu sudut), SV melakukan pergerakan getaran dengan amplitud $\pm\Delta\phi$ (bersamaan dengan $2\Delta\phi$) dan halaju sudut ialah $\Delta\omega$. Tempoh proses penstabilan ialah $\tau^* = 50$ s.

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

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

(20 markah/marks)

8. Huraikan rekabentuk bagi sebuah roket satu-peringkat berdasarkan kepada beban bayar maksimum. Terangkan formula Korolev di bawah.

Describe the one-stage rocket module's design with respect to maximum payload. Explain Korolev's formula below.

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

(20 markah/marks)

9. Huraikan dan terangkan tentang sistem perlindungan terma kuar suria iaitu suatu rekabentuk sistem perlindungan terma bukan piawai seperti dalam lakaran di bawah (rujuk *Fig. 5* dan *Fig. 6*).

Describe and explain a solar probe thermal protection system which is a nonstandard thermal protection system design as depicted in the sketch below (refer Fig. 5 and Fig. 6).

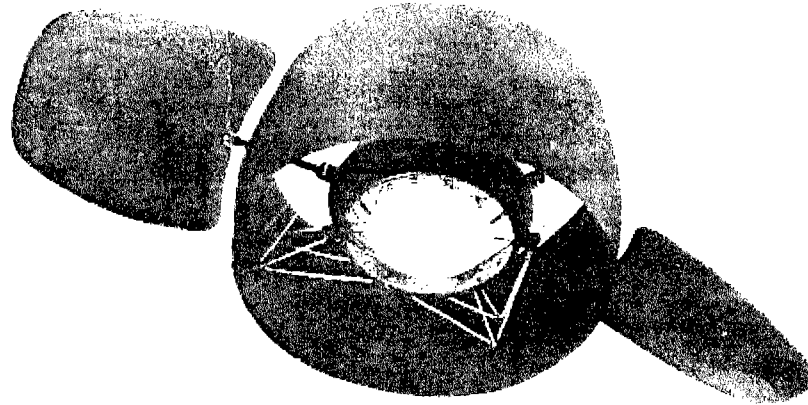


Fig. 5

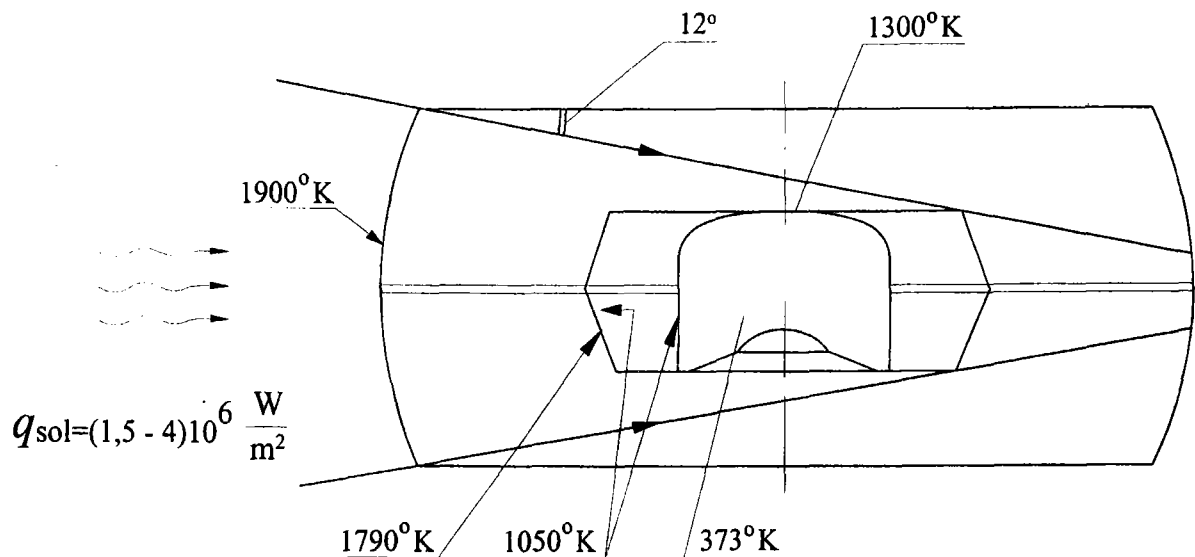


Fig. 6

(20 markah/marks)