

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Peperiksaan Semester Kedua
Sidang Akademik 2005/2006
*Second Semester Examination
2005/2006 Academic Session*

April/Mei 2006
April/May 2006

ESA 264/3 – Mekanik Penerbangan
Flight Mechanics

Masa : [3 jam]
Hour : [3 hours]

ARAHAN KEPADA CALON :
INSTRUCTION TO CANDIDATES:

Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **DUA BELAS (12)** mukasurat dan **SEBELAS (11)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan.

*Please ensure that this paper contains **TWELVE (12)** printed pages and **ELEVEN (11)** questions before you begin examination.*

Bahagian A (I): Jawab **DUA (2)** soalan. **Bahagian A (II):** Jawab **TIGA (3)** soalan.

Bahagian B: Jawab **EMPAT (4)** soalan.

*Part A (I): Answer **TWO (2)** questions. Part A (II): Answer **THREE (3)** questions.*

*Part B: Answer **FOUR (4)** questions.*

Soalan boleh dijawab dalam Bahasa Inggeris kecuali satu soalan mestilah dijawab dalam Bahasa Malaysia.

The question can be answered in English but one question must be answered in Bahasa Malaysia.

Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.

Each questions must begin from a new page.

BAHAGIAN A (I) / PART A (I)

1. Jawab hanya **SATU** soalan dari soalan-soalan yang berikut

Answer **ONE** of the following questions

- (a) Rumuskan permasalahan dua jasad Mekanik Orbit dan berikan penyelesaiannya.

Formulate the two-body problem of the Orbital Mechanics and provide its solution.

(35 markah/marks)

ATAU/OR

- (b) Rumuskan hukum-hukum pergerakan orbit dan sifat-sifatnya yang menjadi asas hukum-hukum tersebut.

Formulate conservation laws of orbital motion and describe its properties which are based on these laws.

(35 markah/marks)

ATAU/OR

- (c) Nyatakan elemen orbit sebuah satelit bertrajektori geocentrik dan berikan perbentangan analitikal trajektori dalam koordinat polar dengan menggunakan bumi sebagai kerangka pusat koordinat inertia.

Describe the orbital elements of a satellite geocentric trajectory and give its (trajectory) analytical presentations in the polar coordinate system and in the earth-centered inertial coordinate frame.

(35 markah/marks)

ATAU/OR

- (d) Bentangkan pendekatan pergerakan beroskulasi untuk menerangkan pergerakan orbit yang terpengaruh oleh usikan graviti dan seretan atmosfera. Bagaimanakah bentuk bumi yang tidak benar-benar bulat mempengaruhi parameter orbit satelit.

Present the osculating motion approach for describing the orbital motion under gravitational perturbations and atmospheric drag. How does the earth oblateness influence the satellite orbital parameters?

(35 markah/marks)

2. Jawab hanya **SATU** dari soal-an-soalan berikut
 Answer **ONE** of the following questions

- (a) Huraikan mengenai penentuan masa penerbangan untuk orbit elip dan terbitkan rumus Kepler atau rumus Lambert.

Describe time-of-flight determination for elliptic orbits. Derive the relevant Kepler or Lambert formula.

(35 markah/marks)

ATAU/OR

- (b) Bentangkan pendekatan pergerakan beroskulasi untuk menerangkan pergerakan orbit yang dipengaruhi oleh usikan graviti dan seretan atmosfera. Rumuskan perubahan satu elemen orbit akibat seretan atmosfera dan anggarkan perubahan ketinggian satelit yang berkaitan dengan seretan pada satu jangka waktu yang diberi.

Present the osculating motion approach for describing the orbital motion under gravitational perturbations and atmospheric drag. Formulate variations of the orbital elements due to atmospheric drag and estimate the drag-related satellite altitude change over a given period of time.

(35 markah/marks)

ATAU/OR

- (c) Nyatakan penghampiran denyutan tujahan yang diperlukan untuk olah-gerak orbit. Bagaimanakah untuk menentukan bahan bakar yang diperlukan untuk satu dan beberapa olah-gerak tujahan.

Describe the impulsive thrust approximation for orbital maneuvering. How to define fuel required for one and several maneuver thrustings ?.

(35 markah/marks)

ATAU/OR

- (d) Terangkan orbit-orbit khas Bumi (Geo-synchronous, jenis Molniya, Segerak Matahari)

Describe Special Earth orbits (Geo-synchronous, Molniya-type, Sun-synchronous).

(35 markah/marks)

3. **Jawab hanya SATU dari soal-an-soalan berikut**
Answer ONE of the following questions

- (a) Nyatakan olah-gerak pindah Hohmann antara dua orbit bulat. Terbitkan rumus untuk peningkatan halaju yang diperlukan untuk olah-gerak ini.

Describe the Hohmann transfer maneuver between two circular orbits. Derive formula for the velocity increments required for this maneuver.

(35 markah/marks)

ATAU/OR

- (b) Terangkan olah-gerak pertukaran satah am. Terbitkan rumus untuk peningkatan halaju yang diperlukan untuk olah-gerak ini.

Explain the general plane-change maneuver. Derive formula for the velocity increments required for this maneuver.

(35 markah/marks)

ATAU/OR

- (c) Rumuskan pendekatan “patch-conic” dalam mencari trajektori antara planet.

Formulate the patched-conic approach to determination of interplanetary trajectories.

(35 markah/marks)

ATAU/OR

- (d) Perincikan sistem koordinat yang biasa digunakan dalam mekanik orbit. Bagaimanakah kaitannya di antara satu sama lain?. Bentangkan hubungan secara analitikal di antara sistem koordinat bumi sebagai pusat inerti dan sistem koordinat bumi tetap khatulistiwa.

Specify typical coordinate systems used in the orbital mechanics. How are they related to each other?. Present analytical relationship between the Earth-centered inertial and Earth-fixed equatorial coordinate systems.

(35 markah/marks)

BAHAGIAN A (II) / PART A (II)

4. **Jawab hanya SATU soalan-soalan di bawah**
Answer ONE of the following questions

- (a) Semasa bergerak, pergerakan Bulan tertarik kepada Bumi dan Matahari. Tarikan manakah yang lebih besar dan mengapa? ($\mu_{\text{Earth}} = 398600\text{km}^2/\text{s}^2$, $\mu_{\text{Sun}} = 1.32 \times 10^{11} \text{ km}^2/\text{s}^2$, purata jarak antara Bumi dan Matahari ialah 380,000km, manakala jarak antara Bulan dan Matahari ialah $1.5 \times 10^8 \text{ km}$)

In its motion the Moon is attracted by Earth and Sun. Which attraction is bigger and why? ($\mu_{\text{Earth}} = 398600\text{km}^2/\text{s}^2$, $\mu_{\text{Sun}} = 1.32 \times 10^{11} \text{ km}^2/\text{s}^2$, average distance between Earth and Moon, and between Sun and Moon are 380,000km and $1.5 \times 10^8 \text{ km}$ correspondingly).

(10 markah/marks)

ATAU/OR

- (b) Satelit buatan manusia yang pertama mempunyai 230km ketinggian perigee dan 950km ketinggian apogee. Berapakah jangka masa satelit itu mengorbit bumi?

First man-made satellite had 230km perigee altitude and 950km apogee altitude. What was its orbital period?

(10 markah/marks)

ATAU/OR

- (c) Tentukan jumlah bahan bakar yang diperlukan untuk sebuah bolak-balik angkasa membuat penukaran satah sebanyak 5deg pada ketinggian 275km-dalam orbit bulat dan terpengaruh kepada ciri-ciri berikut: Jisim asal SS = 10,000kg; dan denyutan tertentu sistem dorongan ialah 300s.

Determine how much propellant would be required for Space Shuttle (SS) to make 5deg plane change in its 275km-altitude circular parking orbit under the following conditions: SS initial mass = 10,000kg; Specific impulse of propulsion system is 300s.

(10 markah/marks)

5. **Jawab hanya SATU soalan-soalan di bawah**
Answer ONE of the following questions

- (a) Sebuah satelit mengelilingi bumi pada orbit bulat dengan $r_{\text{circ}} = 7000\text{km}$. Pada satu titik orbit itu, halaju dedenyt $\Delta V = 70\text{ m/s}$ telah digunakan pada arah jejari. Kirakan jejari perigee dan apogee orbit yang baru itu.

An earth satellite is on the circular orbit with $r_{\text{circ}} = 7000\text{km}$. At one point of the orbit a velocity impulse $\Delta V = 70\text{ m/s}$ is applied in the radial direction. Find perigee and apogee radial of the new orbit.

(10 markah/marks)

ATAU/OR

- (b) Fungsi upaya daya gravity diberi sebagai

$$U = \frac{\mu}{r} + \frac{\mu J_2 R_E}{r^{3/2}} \left(\frac{3z^2}{r^2} - 1 \right)$$

μ ialah pemalar graviti, $J_2 = -1.082 \times 10^{-3}$ ialah zon harmonik kedua, jejari di garisan khatulistiwa $R_E = 6400\text{km}$, $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ adalah jarak geocentrik ke pusat jisim satelit. Terbitkan persamaan pergerakan satelit tersebut di dalam kerangka koordinat ortogonal OXYZ dengan menggunakan pusat Bumi sebagai punca.

The potential function of gravitation force is

$$U = \frac{\mu}{r} + \frac{\mu J_2 R_E}{r^{3/2}} \left(\frac{3z^2}{r^2} - 1 \right)$$

μ is gravitational constant, $J_2 = -1.082 \times 10^{-3}$ is the second zonal harmonic, $R_E = 6400\text{km}$ (Earth equatorial radius), $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ is geocentric distance to a satellite center of mass. Derive the equations of its motion in the inertial orthogonal coordinate frame OXYZ with the origin in the Earth center.

(10 markah/marks)

ATAU/OR

- (c) Apabila pesawat angkasa Voyager membuat olah-gerak terbang-lintas, jarak terdekat ia menghampiri Saturn adalah pada jejari periapsis 120,000 km, halaju Voyager pada ketika itu ialah 7.50 km/s. Apakah sudut yang dilalui apabila vektor halaju Voyager diubah oleh Saturn semasa olah-gerak itu $\mu_{\text{saturn}} = 3.79 \times 10^7$ km/s.

When the Voyager spacecraft made its fly-by maneuver, its closest approach to Saturn was at periapsis radius of 120,000km, where Voyager's velocity was 7.50 km/s. What was the angle through which the spacecraft velocity vector was turned by Saturn during the maneuver. $\mu_{\text{Saturn}} = 3.79 \times 10^7$ km/s.

(10 markah/marks)

6. **Jawab hanya SATU soalan-soalan di bawah**
Answer ONE of the following questions

- (a) Orbit sebuah satelit ditentukan oleh jejari r_a dan perigee r_p . Takrifkan skalar dan arah denyutan pembetulan ΔV untuk mengubah masa mengorbit sebanyak ΔP dengan mengandaikan $\Delta P \ll P$. Pada titik manakah pembetulan ΔV perlu dilaksanakan untuk mendapatkan magnitud yang minimum?

A satellite orbit is specified by the apogee r_a and perigee r_p radii. Define the magnitude and direction of the correction impulse ΔV to change the orbital period by ΔP assuming that $\Delta P \ll P$. In what point on the orbit is it expedient to apply this ΔV in order to get its magnitude minimal?.

(10 markah/marks)

ATAU/OR

- (b) Sebuah satelit meninggalkan orbit parkir pada condongan i dan melaksanakan ubahan Hohmann ke orbit equatorial geosynchronous. Sebahagian dari penukar condongan yang diperlukan Δ_{i1} dilakukan semasa olah-gerak pertama dan sebahagian lagi penukar condongan $\Delta_{i2} = i - \Delta_{i1}$ dilakukan semasa olah-gerak kedua. Jika kelajuan di orbit bulat adalah masing-masingnya V_{c1} dan V_{c2} , secara berturutan, manakala kelajuan perigee dan apogee dalam ubahan elip Hohmann adalah V_p dan V_a , keseluruhan ΔV untuk kedua-dua olah-gerak ialah

$$\Delta V = (V_{c1}^2 + V_p^2 - 2V_{c1} V_p \cos \Delta_{i1})^{1/2} + [V_{c2}^2 + V_a^2 - 2V_{c2} V_a \cos(i - \Delta_{i1})]^{1/2}$$

Tunjukkan yang ubahan dua olah-gerak bila $\Delta_{i1} = 0$, tidak akan mengurangkan ΔV .

A satellite leaves a parking orbit at inclination i and execute a Hohmann transfer to geosynchronous equatorial orbit. Part of the required inclination change Δ_{i1} is performed during the first maneuver and the remainder $\Delta_{i2} = i - \Delta_{i1}$ during the second maneuver. If the speed in the circular orbits are V_{c1} and V_{c2} , respectively, and the perigee and apogee speeds in the Hohmann transfer ellipse are V_p and V_a , total ΔV for both maneuvers is

$$\Delta V = (V_{c1}^2 + V_p^2 - 2V_{c1} V_p \cos \Delta_{i1})^{1/2} + [V_{c2}^2 + V_a^2 - 2V_{c2} V_a \cos(i - \Delta_{i1})]^{1/2}$$

show, that two-maneuver transfer where $\Delta_{i1} = 0$, does not minimize this ΔV .

(10 markah/marks)

ATAU/OR

(c) Berikan syarat-syarat untuk sebuah orbit menjadi 'Sun-synchronous'

Give conditions for orbits to be Sun-synchronous.

(10 markah/marks)

BAHAGIAN B / PART B

7. Apakah konsep 'Pendakian Terbaik' dan bagaimana halaju ditentukan untuk prestasi pendakian terbaik bagi pesawat?

What is the concept of 'Best Climb' and how can the velocity be determined for the best-climb performance of aircraft?

(100 markah/marks)

8. Secara ringkas terangkan julat-beban bayar sebuah pesawat pengangkutan awam. Apakah parameter-parameter utama pesawat yang menunjukkan gambarajah ini?

Briefly explain the range-payload of a civil transport aircraft. What are the main aircraft parameters affecting this diagram?

(100 markah/marks)

9. Secara ringkas terangkan maksud:

Briefly explain the meanings of:

- (a) 'Julat Parameter'

'Range Parameter'

- (b) 'Laju Keputusan pada Berlepas'

'Decision Speed at Take-off'

- (c) 'Persamaan Trim'

'Trim Equations'

- (d) 'Jarak Pendaratan Landasan FAR'

'FAR Landing Runway Length'

- (e) 'Jarak Medan Imbang (BFL) pada berlepas'

'Balanced Field Length (BFL) at Take-off'

(100 markah/marks)

10. Jawab hanya satu daripada soalan berikut (a atau b):

Answer just one of the following questions (a or b):

Secara matematik dan dengan menggunakan persamaan terbitan, buktikan dalam pengoptimum aerodinamik sesebuah pesawat pengangkut awam

Mathematically and by using derivatives, prove that in aerodynamic optimization of a civil jet transport aircraft

- (a) Pekali angkat dan seret untuk julat terbaik adalah masing-masing, antara 58% dan 67% kurang dari maksimum L/D.

The lift and drag coefficients for best range are about 58% and 67% less than those for maximum L/D, respectively.

(100 markah/marks)

ATAU/OR

- (b) Pesawat terbang pada julat terbaik dengan L/D lebih kurang 0.87 kali $(L/D)_{\max}$ pada keadaan jajak/aras.

The aircraft flies for best range with an L/D of about 0.87 times $(L/D)_{\max}$ at cruise conditions.

(100 markah/marks)

11. Jawab hanya satu daripada soalan berikut (a atau b):

Answer just one of the following questions (a or b):

- (a) Apakah definisi bagi 'Penggunaan Bahan Api tentu (SFC)' dan kesannya pada pengiraan penggunaan bahan api (W_f)?

What is the definition of 'Specific Fuel Consumption (SFC)' and its effect on the calculation of aircraft fuel used (W_f)?

(100 markah/marks)

ATAU/OR

- (b) Apakah kaitan antara Persamaan Julat Breguét dan pengiraan penggunaan bahan api (W_f)?

What is the relation between Breguét Range Equation and the calculation of aircraft fuel used (W_f)?

(100 markah/marks)

ooo000ooo