
UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination
2007/2008 Academic Session
*Peperiksaan Semester Kedua
Sidang Akademik 2007/2008*

April 2008
April 2008

ESA 264/3 – Flight Mechanics
Mekanik Penerbangan

Duration : 3 hours
[Masa : 3 jam]

INSTRUCTION TO CANDIDATES

ARAHAN KEPADA CALON :

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

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

PART A. Answer **SIX (6)** questions only.

Answer one sub question of each question provided.

BAHAGIAN A. Jawab **ENAM (6)** soalan sahaja.

Pilih satu soalan sahaja dari setiap soalan.

PART B. Answer **FOUR (4)** questions only.

Questions of 7, 8, 9 **MUST BE ANSWERED.**

Questions 10, 11, 12, please select **ONE (1)** question only.

BAHAGIAN B. Jawab **EMPAT (4)** soalan sahaja.

Soalan 7, 8, 9 **WAJIB DI JAWAB.**

Soalan 10, 11, 12, sila pilih **SATU (1)** soalan sahaja.

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

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

Each questions must begin from a new page.

Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru.

PART A
BAHAGIAN A

Answer **ONE** of the following questions

Jawab hanya **SATU** dari soalan-soalan berikut

1. (a) Formulate the two-body problem of the Orbital Mechanics and provide its solution.

Rumuskan permasalahan dua jasad Mekanik Orbit dan berikan penyelesaiannya.

(50 marks/markah)

OR/ATAU

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

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

(50 marks/markah)

OR/ATAU

- (c) 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.

Nyatakan elemen orbit sebuah satelit bertrajektori goeentrik dan berikan perbentangan analitikal trajektori dalam koordinat polar dengan menggunakan bumi sebagai kerangka pusat koordinat inertia.

(50 marks/markah)

OR/ATAU

- (d) 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?

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.

(50 marks/markah)

Answer ONE of the following questions
 Jawab hanya SATU dari soalan-soalan berikut

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

Huraikan mengenai penentuan masa penerbangan untuk orbit elip dan terbitkan rumus Kepler atau rumus Lambert.

(50 marks/markah)

OR/ATAU

- (b) 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.

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.

(50 marks/markah)

OR/ATAU

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

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

(50 marks/markah)

OR/ATAU

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

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

(50 marks/markah)

Answer **ONE** of the following questions
 Jawab hanya **SATU** dari soal-soal berikut

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

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

(50 marks/markah)

OR/ATAU

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

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

(50 marks/markah)

OR/ATAU

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

Rumuskan pendekatan "patch-conic" dalam mencari trajektori antara planet.

(50 marks/markah)

OR/ATAU

- (d) 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.

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.

(50 marks/markah)

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

4. (a) 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 380,000 km and $1.5 \times 10^8 \text{ km}$ correspondingly).

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 380,000 km, manakala jarak antara Bulan dan Matahari ialah $1.5 \times 10^8 \text{ km}$)

(50 marks/markah)

OR/ATAU

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

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

(50 marks/markah)

OR/ATAU

- (c) Determine how much propellant would be required for Space Shuttle (SS) to make 4 deg plane change in its 275 km-altitude circular parking orbit under the following conditions: SS initial mass = 11,000 kg; Specific impulse of propulsion system is 310 s.

Tentukan jumlah bahan bakar yang diperlukan untuk sebuah bolak-balik angkasa membuat penukaran satah sebanyak 4 deg pada ketinggian 275 km-dalam orbit bulat dan terpengaruh kepada ciri-ciri berikut: Jisim asal SS = 11,000 kg; dan denyutan tetentu sistem dorongan ialah 310 s.

(50 marks/markah)

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

5. (a) An earth satellite is on the circular orbit with $r_{\text{circ}} = 7000\text{km}$. At one point of the orbit a velocity impulse $\Delta V = 60\text{ m/s}$ is applied in the radial direction. Find perigee and apogee radial of the new orbit.

Sebuah satelit mengelilingi bumi pada orbit bulat dengan $r_{\text{circ}} = 7000\text{km}$. Pada satu titik orbit itu, halaju dedenyut $\Delta V = 60\text{ m/s}$ telah digunakan pada arah jejari. Kirakan jejari perigee dan apogee orbit yang baru itu.

(50 marks/markah)

OR/ATAU

- (b) 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.

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.

(50 marks/markah)

OR/ATAU

- (c) When the Voyager spacecraft made its fly-by maneuver, its closest approach to Saturn was at periapsis radius of $120,000\text{km}$, 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. $\mu_{\text{Saturn}} = 3.79 \times 10^7\text{ km}^3/\text{s}^2$.

Apabila pesawat angkasa Voyager membuat olah-gerak terbang-lintas, jarak terdekat ia menghampiri Saturn adalah pada jejari periapsis $120,000\text{ km}$, 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 $\mu_{\text{saturn}} = 3.79 \times 10^7\text{ km}^3/\text{s}^2$.

(50 marks/markah)

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

6. (a) 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?

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?

(50 marks/markah)**OR/ATAU**

- (b) 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 .

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 .

(50 marks/markah)**OR/ATAU**

- (c) Give conditions for orbits to be Sun-synchronous.

Berikan syarat-syarat untuk sebuah orbit menjadi 'Sun-synchronous'

(50 marks/markah)

PART B. Answer **FOUR (4)** questions only.

Questions of 7, 8, 9 **MUST BE ANSWERED.**

Questions 10, 11, 12, please select **ONE (1)** question only.

BAHAGIAN B. Jawab **EMPAT (4)** soalan sahaja.

Soalan 7, 8, 9 **WAJIB DI JAWAB.**

Soalan 10, 11, 12, sila pilih **SATU (1)** soalan sahaja.

7. **Theory of Aircraft Performance**
Teori Prestasi Pesawat

- (a) Please set up drag and lift equation for non-accelerated and non- manoeuvring longitudinal flight

Sila terbitkan persamaan seret dan angkat untuk penerbangan membujur tak-terpecut dan tak-olahgerak

(5 marks/markah)

- (b) - How are the angle of attack α , pitch angle θ , climb angle γ and inclination angle of thrust σ defined?

Bagaimanakah sudut serang α , sudut anggul θ , sudut mendaki γ dan sudut kecondongan tujahan σ di definisikan?

(5 marks/markah)

- (c) Please mention the aircraft performance parameter used in defining the aircraft design specification

Sila nyatakan parameter prestasi pesawat yang digunakan untuk mendefinisikan spesifikasi rekabentuk pesawat

(5 marks/markah)

- (d) What are the differences between zero-lift drag and lift-drag

Apakah perbezaan-perbezaan diantara seretan angkatan-sifar dan angkat-seret

(5 marks/markah)

- (e) Please explain the meaning of the international standard atmosphere and the relationship with the aircraft performance

Sila terangkan maksud atmosfera piawai antarabangsa dan hubungannya dengan prestasi pesawat

(5 marks/markah)

8. Please derive the general performance equation for aircraft in aerodynamic coordinate axis system.

Note : - Starting with the Newton's second Law.

Sila terbitkan persamaan am prestasi untuk pesawat dalam aerodinamik sistem paksi-koordinat

Nota : - Bermula dengan Hukum kedua Newton

(25 marks/markah)

9. **Equation of Motion for Performance Calculation**

Persamaan Gerakan untuk Pengiraan Prestasi

Based on the equation derived in the problem above, please set up the Drag-equation and Lift-equation and draw the arrangement of forces acting the aircraft for following flight condition :

Berdasarkan persamaan yg diterbitkan dari masalah diatas, sila terbitkan Persamaan-seret dan Persamaan-angkat dan lukiskan susunan daya yang bertindak ke atas pesawat untuk keadaan penerbangan di bawah :

- a) steady-state/stationary level flight
keadaan mantap/pegun penerbangan mendatar
- b) steady-state/stationary climbing flight
keadaan mantap/pegun penerbangan mendaki
- c) steady-state/stationary descending flight
keadaan mantap/pegun penerbangan menurun
- d) steady-state/stationary gliding flight
keadaan mantap/pegun penerbangan meluncur
- e) steady-state/stationary crash flight
keadaan mantap/pegun penerbangan melaga

(25 marks/markah)

10. **Gliding –performance Calculation**
Pengiraan prestasi luncur

A glider weighs 3000 N and has a wing loading of $575 \frac{N}{m^2}$.

Its drag C_{D_0} is equal to 0.010 and its pressure distribution on the wing is supposed to be elliptical. Assume that the glider is launched at 500 m in still air and over level ground. Assume standard atmospheric conditions.

Sebuah peluncur mempunyai berat 3000 N dan beban sayapnya adalah $575 \frac{N}{m^2}$.

Seretan C_{D_0} adalah 0.0010 dan agihan tekanan pada sayap adalah berbentuk elips. Anggapkan peluncur di lancarkan 500 m pada udara tenang dan melebihi aras bumi. Anggapkan keadaan adalah pada atmosfera piawai.

Please calculate following parameter below :
 Sila kirakan parameter di bawah :

- a) The aspect ratio of the wing and aircraft's drag polar so that the glider above can travel the longest track along the ground of $R_{max} = 15284.28$ m
Nisbah bidang sayap dan seretan kutub pesawat supaya peluncur di atas boleh membuat perjalanan yang paling jauh sepanjang bumi pada $R_{max} = 15284.28$ m
- b) the speed for that greatest distance
halaju pada perjalanan yang paling jauh itu
- c) the longest duration it can stay airborne
tempoh paling panjang ia boleh kekal dalam penerbangan
- d) the speed for the longest duration it can stay airborne
halaju pada tempoh paling panjang ia boleh kekal dalam penerbangan

Assume that effect of changing density can be neglected.
 Anggapkan kesan perbezaan ketumpatan diabaikan.

(25 marks/markah)

11. **Level – Performance Calculation**
Pengiraan Aras - Prestasi

The drag polar of a light twin airplane in its clean configuration is

$$C_D = 0.0358 + 0.0405C_L^2$$

The weight of the airplane is 1868 Newton and its wing area is 10 m^2 . Please calculate the following under standard sea level conditions :

Seretan kutub sebuah pesawat ringan enjin berkembar pada konfigurasi bersih adalah

$$C_D = 0.0358 + 0.0405C_L^2$$

Berat pesawat tersebut adalah 1868 Newton dan luas sayap adalah 10 m^2 . Seterusnya sila kirakan perkara di bawah keadaan aras laut piawai :

- a) The maximum lift to drag ratio
Nisbah angkat-seret maksimum
- b) The speed for minimum drag
Halaju pada seretan minimum
- c) The minimum power required
Kuasa minimum yang diperlukan
- d) The speed for minimum power required
Halaju untuk kuasa minimum yang diperlukan

(25 marks/markah)

12. **Climbing – performance Calculation**
Mendaki – Pengiraan prestasi

A twin engine, turbo-propeller driven airplane has the following characteristics:

$$W = 160128 \text{ N} \quad S = 41.86 \text{ m}^2 \quad C_{L_{\max}} = 1.4 \quad C_D = 0.02 + 0.05C_L^2$$

The task is to equip this airplane with two turbo-propeller engines with sufficient available thrust-horse-power (THP) so that the maximum speed is 740 km/h at sea-level. At this speed, the compressibility drag increment is assumed to be 0.0015. The maximum available THP established on this basis may be assumed to be constant with speed. Calculate,

Sebuah pesawat enjin berkembar kipas turbo mempunyai ciri-ciri di bawah:

$$W = 160128 \text{ N} \quad S = 41.86 \text{ m}^2 \quad C_{L_{\max}} = 1.4 \quad C_D = 0.02 + 0.05C_L^2$$

Tugasannya adalah untuk melengkapkan pesawat tersebut dengan dua enjin kipas-turbo dengan tujahan kuasa kuda (THP) tersedia supaya halaju maksimum adalah 740 km/j pada aras-laut. Pada halaju ini, pertambahan kebolehmampatan seretan dianggarkan sebagai 0.0015. THP maksimum tersedia yang dihasilkan boleh dianggap berterusan dengan halaju. Kirakan,

- a. the maximum rate-of climb,
kadar mendaki maksimum
- b. the speed at which this occurs
halaju ketika itu terjadi
- c. the corresponding climb angle
sudut mendaki yang setara

(25 marks/markah)