

Faglig kontakt under eksamen:
Institutt for fysikk, Realfagbygningen
Professor Anders Johnsson, 73 59 18 54, 90672213 (mb)

**EKSAMEN I EMNE FY 3020
Romteknologi I**

Fredag 5. desember 2008 Tid: 9:00 – 13:00

Hjelpebidrifter: Standard kalkulator,
matematiske tabeller (for eksempel Karl Rottmann)

Sensuren faller: 5. januar 2009

Oppgave 1. Oppgaven teller 20 %

a) Gi en kort beskrivelse av forskjellige metoder for å oppnå vektløshet eller 'fritt fall'-forhold. Nevn også omtrent hvor lang tid i 'fritt fall' man kan få ved de forskjellige metodene.

b) ISS ("International Space Station") tillater, som kjent, langtidsopphold i rommet. Astronauter vil arbeide nokså hardt både i og utenfor stasjonen. 'Utendørs-aktivitet' blir kalt "EVA" (*Extra Vehicular Activity*).

Beskriv kort fem forskjellige fysiologiske korttids- og/eller langtidseffekter som "personælet" på ISS utsettes for, både ved opphold i stasjonen og utenfor stasjonen.

Oppgave 2. Oppgaven teller 20 %

En satellitt skal løftes opp i en geostasjonær bane fra en sirkulær bane i ekvatorialplanet nær jorda. Dette skjer via en såkalt Hohmann-transfer hvor rakettmotoren fyrer en gang, øker hastigheten med Δv_1 og sender inn satellitten i en ellipsebane. Apogeeum for den nye banen

skal da ligge på samme høyde som for en geostasjonær satellitt. En ny rakettburst gir hastighetsendringen Δv_2 og skal sikre at banen på denne høyden blir sirkulær.

Man vil regne ut Δv_1 og Δv_2 for å kunne bestemme brenselmengden i lasten.

- a) Du har fått i oppgave å bestemme hastighetsforandringen Δv_1 ved Hohmann-overgangen til elliptisk bane med apogeum på 42 000 km.

Beregn først hastigheten for satellitten i den sirkulære banen rundt jorda hvis spesifisert høyde er 200 km og jordradius R_0 kan settes lik 6 400 km. Beregn deretter perigeumhastigheten og så Δv_1 .

- b) Beregn deretter hastigheten v_{ap} som satellitten får i apogeum ved hjelp av formelen nedenfor (med konvensjonelle betegnelser).

$$v_{ap} = \sqrt{\mu(2/r - 1/a)}$$

- c) Beregn deretter den endelige hastighet satellitten må ha for å gå inn i sirkulær bane.

- d) hvor stor blir Δv_2 ?

HINT: $\mu = 398603 \text{ km}^3/\text{s}^2$

Oppgave 3. Oppgaven teller 20 %

Du har fått ansvar for å designe kommunikasjonssystemet for en satellitt som skal detektere skogbrann. Man har gitt retningslinjer for oppgaven

Kommunikasjonsfrekvens 2GHz (frekvensen ligger i det såkalte S-båndet)

Båndbredde 2 000 Hz

Satellittens sender- og mottaker-antenne vil være en rundstrålende dipol med gain $G_t = 1.0$

Sendereffekt 2 W

Maksimalt avstand satellitt – mottaker 2575 km

Man går ut fra at mottakersystemets systemtemperatur er 600 K og at mottaker-antennas virkningsgrad er 0.75

- a) Hvilken bølgelengde vil brukes i kommunikasjonen?

- b) Hvilken diameter må mottaker-antennen på jordstasjonen ha for at få et signal-støy forhold som er 10?

- c) Hvilken effekt må vi ha på jordstasjonens sender for å ha samme signal-støy forhold på satellitten ved en uplink-sending? (anta at systemtemperaturen T er den samme for uplink og downlink ved denne frekvensen).

HINTS: Boltzmanns konstant = $1.382 \cdot 10^{-23}$ J/K

Side 3 av 4

Vi skriver videre ned velkjente ligninger uten å spesifisere hva symbolene står for:

$$S/N = (P_t G_t) \cdot (\lambda / 4\pi d)^2 \cdot (G_{rec} / T_{rec}) \cdot (1 / (k_B))$$

$$G_{rec} = (4\pi \cdot A_{rec} \cdot \eta) / (\lambda^2)$$

Oppgave 4. Oppgaven teller 20 %

a) En satellitt går med en hastighet av 2000 m/s. Beregn hvor mange grader temperaturøkning satellitten får når den bremses ned til hastigheten $v = 0$ (hvis man ikke gjennomfører spesielle tiltak). Ta som utgangspunkt at bevegelsesenergien omdannes i friksjonsvarme som fordeles likt mellom delene til satellitten, og at satellittens hele masse blir oppvarmet. Anta videre at satellitten er laget av jern med varmekapasiteten 448 J/kg K.

Energien for å øke et systems temperatur med T grader blir som kjent produktet av T , systemets varmekapasitet og masse.

Beregn temperaturøkningen T . Hvilken konklusjon kan trekkes av beregningen?

b) En satellitt går med en fart av 2000 m/s i en bane som imidlertid må korrigeres med 0.15 grader. Satellitt - manøveren i rommet krever at en viss hastighet Δv gis til satellitten på tvers av banen (hastigheten fremover etter manøveren er fortsatt 2000 m/s). Kurskorrigeringen må videre utføres i en eneste forbrenningsprosedyre som tar 5 min. Hvor mye skyvekraft F forlanger manøveren og hvor stor brenselmasse kreves? ?

Massen m_0 til satellitten er 500 kg. "Thruster"- rakettens spesifikke impuls $I_{sp} = 300$ s.

Hint: En nyttig formel kan være følgende:

$$\Delta m_{prop} = m_0 (e^{\Delta v / (g \cdot I_{sp})} - 1)$$

Betegnelsene i formelen er standardbetegnelser.

Oppgave 5. Oppgaven teller 20 %

Besvar ett av følgende spørsmål:

a) Beskriv de tre viktigste arbeidsområdene for satellitt-geodesi samt diskuter hvordan jordas form blir definert ved den såkalte *geoiden*.

b) Definer de seks klassiske baneparametrene og besvar følgende spørsmål som gjelder Iridium-systemet med sine 66 satellitter, 11 satellitter i hvert av 6 baneplan. Banehøyden over bakken er 780 km, satellittene går i tilnærmet polbaner og det er samme vinkelavstand

Side 4 av 4

mellan de 11 satellittene i en viss polbane.

- a) Hva er verdien for a , den lange halvaksen, for disse satellittene?
- b) Hva er verdien for ϵ , eksentrisiteten?
- c) Hvilken parameter er den samme for satellittene som er i samme baneplan?
- d) Hva kan vi si om parameteren ω ?
- e) Hva er forskjellen i verdi for sann anomali eller midlere anomali for satellittene i samme baneplan?
- f) Molniya-satellittene har apogeeum over Sibir. Et tilsvarende satellittsystem for Europa vil ha sitt apogeeum over Trondheim. Hvilken baneparameter må da være forskjellig?

Contact person during exam:
Department of Physics,
Realfagbygningen
Professor Anders Johnsson, 73 59 18 54, 90672213 (mb)

EXAMINATION IN COURSE FY 3020 SPACE TECHNOLOGY I

Friday 5. December 2008 Time: 9:00 – 13:00

Support equipment allowed:
Standard calculator, mathematical tables (e.g. Karl Rottmann)

Results announced: January 5th 2009

Problem 1. Problem counts 20%

a) Give a short description of different methods to achieve weightlessness or "free-fall" conditions. Specify how long time in weightlessness one can get, using the different methods.

b) The ISS ("International Space Station") allows, as known, long duration flights in weightlessness. Astronauts will work hard inside and outside the station. The 'outdoor' activity is designated "EVA" (Extra Vehicular Activity).

Give a short description of five different physiological short time and long time effects which the astronauts onboard the ISS are experiencing, both when inside and/or outside the ISS.

Problem 2. Problem counts 20%

A satellite should be placed in geostationary orbit from a circular equatorial orbit fairly close to the Earth. This will be done via a so-called Hohmann transfer in which the rocket motor is fired to give one short thrust which increases the velocity with Δv_1 and sends the satellite into

an elliptic orbit. The apogee of the new elliptic orbit should then be in the final circular and geostationary orbit. A new burst produces a new increase Δv_2 of the velocity and will ascertain that the new orbit is a circular one.

One would like to calculate Δv_1 and Δv_2 in order to estimate the mass of the propellant in the load.

a) You have got the task to calculate the velocity change Δv_1 of the Hohmann transfer to an elliptic orbit with the apogee of 42 000 km.

At first, calculate the velocity of the satellite in the circular orbit around the Earth if the altitude is 200 km and the Earth's radius R_0 is put equal to 6 400 km. Calculate then the perigee velocity and finally Δv_1 .

b) Calculate then the velocity v_{ap} of the satellite in the apogee of the elliptic orbit by using the formula below (it contains conventional abbreviations)

$$v_{ap} = \sqrt{\mu(2/r - 1/a)}$$

c) Calculate then the final velocity the satellite must have in order to stay in the circular geostationary orbit at the predetermined altitude.

d) How big is the velocity change Δv_2 that must be achieved in the second orbit correction?

HINT: $\mu = 398603 \text{ km}^3/\text{s}^2$

Problem 3. Problem counts 20%

You have been responsible for designing the communication system of a satellite, launch to detect big forest fires. One has presented requirements for your work:

Communication frequency 2GHz (frequency is in the so-called s-band)

Band width 2 000 Hz

The spacecraft transmit and receive antenna will be an omnidirectional dipole antenna with gain $G_t = 1.0$

Transmitter output 2 W

Maximum distance satellite – earth station 2575 km

One assumes that the receiver system temperature is 600 K and that the receiver antenna efficiency is 0.75

a) Which wavelength will be used in the communication?

b) What receiver antenna diameter do you need in order to have a signal-to-noise ratio of 10?

- c) What is the corresponding power required at an Earth station if one should get the same S/N ratio in an uplink transmission? (assume that the system temperature is the same for uplink and down link communication at the frequency chosen).

Page 3 of 4

HINTS: Boltzmanns konstant = $1.382 \cdot 10^{-23}$ J/K

We write down well-known formulae without specifying what the symbols represent:

$$S/N = (P_t G_b) \cdot (\lambda / 4\pi d)^2 \cdot (G_{rec} / T_{rec}) \cdot (1 / (kB))$$

$$G_{rec} = (4\pi \cdot A_{rec} \cdot \eta) / (\lambda^2)$$

Problem 4. Problem counts 20%

- a) For a satellite with a speed of 2000 m/s, calculate the temperature increase it will get when it is decelerated to the speed $v = 0$ (if you do not carry out special countermeasures). Use as a starting point that the kinetic energy is transformed into frictional heat, divided equally between all the parts of the satellite and that the whole mass of the satellite is heated up. You may assume (for simplicity) that the satellite is constructed of iron with the heat capacity of 448 J/kg K.

The energy to increase the temperature of a system by T degrees can be calculated, as is well known, as the product of the T , the mass and the heat capacity of the system.

Calculate T - what conclusion can be drawn from the calculation?

- b) Another satellite has the same speed of 2000 m/s in its orbit, but the orbit must be corrected by 0.15 degrees. This manoeuvre of the satellite requires that a certain velocity Δv should be applied perpendicularly to the orbit (the forward speed will still be 2000 m/s). The trajectory correction has to be carried out in one single rocket firing, lasting 5 min. How big is the thrust F that is required for the manoeuvre and how much propellant mass has to be used?

The mass m_0 of the satellite is 500 kg. The specific impulse of the "thruster"- rocket is $I_{sp} = 300$ s.

HINT: A useful formula can be the following one

$$\Delta m_{prop} = m_0 (e^{\Delta v / (g \cdot I_{sp})} - 1)$$

Abbreviations are standard ones.

Problem 5. Problem counts 20%

Answer one of the two following problems:

- 1) Describe the three most important activity areas of satellite geodesy and discuss how the form of the Earth is defined by the so-called *geoid*.
- 2) Define the six classic parameters to describe a satellite orbit and answer the following questions on the Iridium satellite system. There are altogether 66 satellites, distributed equally with 11 satellites in the 6 orbital planes. The altitude is 780 km, satellites are almost in polar orbits and it is the same angular distance between the 11 satellites in an orbit plane.
 - a) What will be the value of a , the long half axis, for these satellites?
 - b) What is the value of ϵ , the eccentricity?
 - c) Which parameter is the same for all satellites in the same orbital plane?
 - d) What can be said about the parameter ω ?
 - e) What is the difference in parameter value of the true or middle anomaly for the satellites in the same orbital plane?
 - f) The Molniya-satellites have their apogee over the Siberia. A corresponding satellite system, for Europe will have its apogee over Trondheim. Which parameter must then be changed?