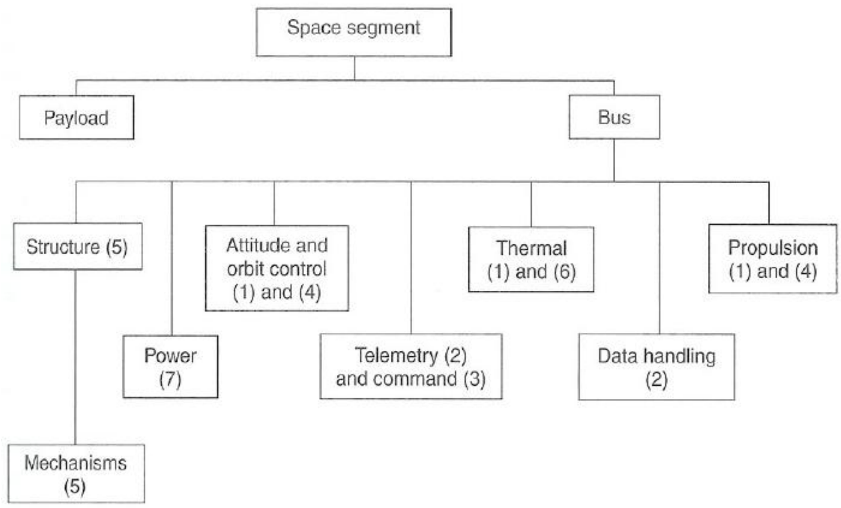
SSD

# 1 Spacecraft System Design

**Mission concept:**

- subject (what for)
- orbit and constellation
- payload, bus
- launch element
- ground element
- mission operations
- command, communication, control




# 2 Space Dynamics/Kepler Orbits

**Typical coordinate systems:**

- spacecraft-fixed
  - Mittelpunkt des Satelliten = Ursprung
  - nadir = z-Achse, nominale Geschwindigkeit = x-Achse
  - gut, um Position und Orientierung der Satelliteninstrumente festzustellen
- earth-fixed
  - Mittelpunkt der Erde = Ursprung
  - durch greenwich meridian = x-Achse
  - Geolocation, Satellitenbewegung
- roll, pitch and yaw-coordinates

- celestial coordinates
  - Mittelpunkt der Erde = Ursprung
  - Richtung Frühlingspunkt = x-Achse
  - Orbitanalyse, Astronomie

**Keplergesetze**

1. der Orbit eines jeden Planeten ist eine Ellipse, wobei die Sonne in einem der Fixpunkte liegt
2. die Verbindungslinie zwischen Sonne und Planet überstreicht in gleichen Zeiten gleiche Flächen
3. die Quadrate der Umlaufzeiten sind proportional zu den Kuben der großen Halbachsen

**Ellipsendinge**

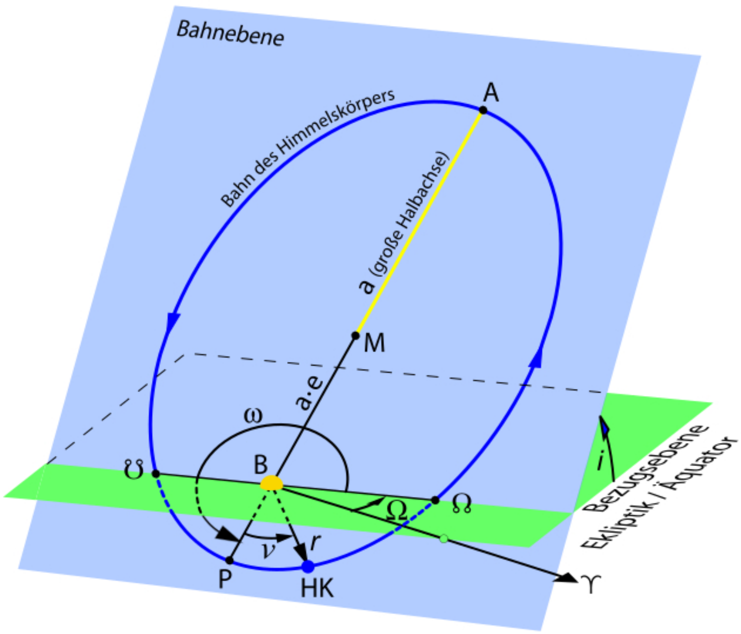
- a ... große Halbachse
- $\varepsilon$, e ... Exzentrizität, "Abplattung" der Ellipse ($\varepsilon$=0: Kreis, $\varepsilon$=1: Parabel, $0 < \varepsilon < 1$: Ellipse)

**Begriffe:**

- Periapsis: Punkt der Ellipse, der am nähesten an dem Zentralkörper liegt (bei Sonne: Perihel, bei Erde: Perigäum)
- Apoapsis: Punkt der Ellipse, der am weitesten entfernt vom Zentralkörper liegt (bei Sonne: Apohel, bei Erde: Apogäum)
- Distanz zu Periapsis $r_p = a(1 - \varepsilon)$, Distanz zu Apoapsis $r_a = a(1 + \varepsilon)$

**6 Bahnelemente:**

- große Halbachse a
- Exzentrizität $\varepsilon$
- inclination i
- right ascension of the ascending node $\Omega$
- argument of perigee $\omega$
- true anomaly $\nu$




**Lieblingsformel**

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

**Change of the right ascension of the ascending node**

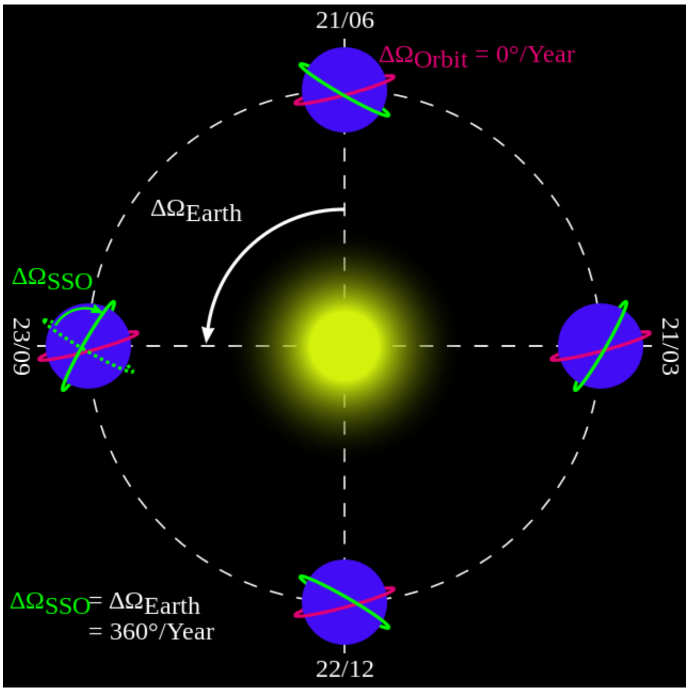
$$\Delta\Omega = -\frac{3\pi J_2 R_E^2}{a^2(1-\varepsilon^2)^2} cos(i)$$

**Change of the argument of perigee**

$$\Delta\omega = \frac{3\pi J_2 R_E^2}{2a^2(1-\varepsilon^2)^2}(4 - 5sin^2(i))$$

**Orbits**

1. Highly Elliptical Orbit HEO
    - hohe Exzentrizität
    - große Halbachsen
    - dadurch lange Kontakdauer zum Satelliten
    - Werte für Perigäum: 200 bis 15.000 km
    - Werte für Apogäum: 50.000 bis 140.000 km
    - für Forschung (z.B. Weltraumteleskope), Telekommunikation, Militär
    - Beispiel: Molniya-Orbit (feste Inklination von 63,4°, Periodendauer von einem halben Sterntag (23h56m4s))
2. Sun-Synchronous Orbit




    - Höhe und Inklination werden so kombiniert, dass ein Satellite aus Sicht der Sonne immer auf dem selben Orbit ist
    - Höhe: 600-800 km
    - Inklination: leicht retrograd ($\approx 98°$)
    - Umlaufdauer: 96-100min
3. Geostationary Orbit GEO
    - kreisförmiger Orbit
    - Höhe: 35.786km
    - Umlaufdauer: 24h
    - Wettersatelliten, Kommunikationssatelliten, Fernsehsatelliten

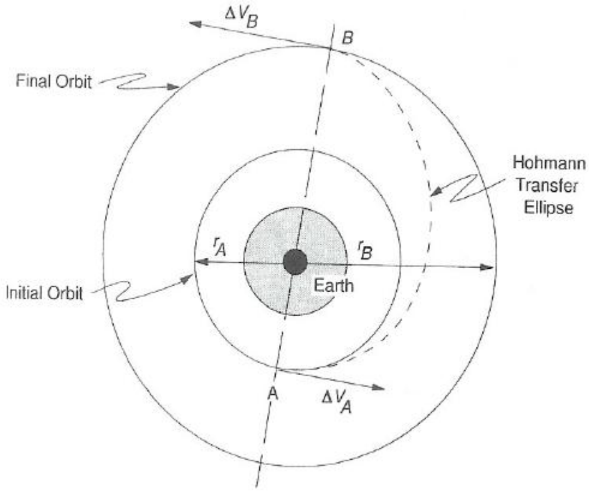
**Subsatellite Point** = intersection of the line between satellite and earth center with the earth's surface
**Hohmann Transfer**

- Calculate a transfer between two circular orbits with radius $r_A$ to $r_B$. The velocity at pericenter of the transfer ellipse:

$$v_P^2 = 2\mu\left(\frac{1}{r_A} - \frac{1}{r_A + r_B}\right) = 2\mu\frac{r_B}{r_A(r_A + r_B)}$$

- The required $\Delta v_A$ to inject from the transfer orbit:

$$\Delta v_A = v_P - v_A = \sqrt{\frac{\mu}{r_A}}\left(\sqrt{\frac{2r_B}{r_A + r_B}} - 1\right)$$




- The required $\Delta v$ to inject from the transfer orbit into orbit with $r_B$:

$$\Delta v_B = v_B - v_{\text{apo}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_B}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_A}{r_A + r_B}}\right)$$

  where $v_B$ is the circular velocity at $r_B$.

- The Hohmann transfer is the most energy-efficient transfer between two circular orbits.

$$\Delta v_{\text{total}} = \Delta v_A + \Delta v_B = \sqrt{\mu} \left[\sqrt{\left(\frac{2}{r_A} - \frac{2}{r_A + r_B}\right)} - \sqrt{\frac{1}{r_A}} + \sqrt{\frac{2}{r_B} - \frac{2}{r_A + r_B}} - \sqrt{\frac{1}{r_B}}\right]$$

# 3 Mission Analyses

**Earth-Synchronous Orbit**

- the ground track repeats after a specific period of time
- Earth's rotation rate is the sidereal rotation period = sidereal day $\tau_E$
- $\tau_E$ is varying with time $\tau_E = 86164.10555 + 0.15 \cdot C$ [s] where C is the centuries since year 2000
- as the Earth rotates eastward, the satellite is thus moving relative to the surface in westward direction by

$$\Delta\Phi_r = 2\pi \frac{T}{\tau_E} \text{ [rad/rev]}$$

- second effect influencing the shift of the subsatellite point is the rotation of the satellite's orbit plane $\Delta\Omega$
- as $\Delta\Omega$ is positive in eastward direction, these two effects are combined to the total angular shift $\Delta\Phi$ at subsequent equator passages

$$\Delta\Phi = \Delta\Phi_r - \Delta\Omega \text{ [rad/rev]}$$

- to be Earth-Synchronous:

$$n\Delta\Phi = m \cdot 2\pi$$

**Sun-Synchronous Orbit**

- 

## 4 Mechanics

## 5 Thermal Engineering

## 6 Rocket Propulsion

## 7 TT&C

## 8 Power Generation

## 9 Power System

## 10 Thermal Testing

## 11 Spacecraft Operations