# Raumfahrt Fragensammlung

## Wintersemester 2024/25

### Fundamentals of Space Mission Design, Operations and Mission Control

**Was ist eine “Weltraummission”?**

Unter einer Weltraummission versteht man einen Raumflug mit dem Ziel, ein bestimmtes Ziel zu erreichen. Ziele für Weltraummissionen können die Erforschung des Weltraums sein, Weltraumforschung und nationale Neuheiten in der Raumfahrt.

* Eine Weltraummission ist ein geplantes und organisiertes Unterfangen im Weltraum bei dem ein vorher definiertes Ziel erreicht werden soll.
* Diese Missionen werden typischerweise von Raumfahrtagenturen wie der NASA (Nationale Luft- und Raumfahrtbehörde), der ESA (Europäische Weltraumorganisation), Roskosmos (Russische Föderale Raumfahrtagentur) oder privaten Unternehmen wie SpaceX durchgeführt.
* Weltraummissionen können in ihren Zielen, ihrer Dauer und ihrer Komplexität stark variieren. Im Allgemeinen beinhalten sie jedoch die Entsendung von Raumfahrzeugen, Satelliten oder Menschen in den Weltraum, um wissenschaftliche Forschung zu betreiben, Himmelskörper zu erforschen, Technologie zu testen oder andere Aufgaben auszuführen.

**Welche allgemeinen „Architektursegmente“ werden für eine Weltraummission benötigt?**

Die Architektur einer Weltraummission kann in drei physische Hauptteile unterteilt werden:

* Raumsegment
  + Einzelner Satellit oder Konstellation in derselben oder mehreren Umlaufbahnen
  + Jeder Satellit kann monolithisch (Nutzlast + Bus auf derselben physischen Struktur) oder verteilt (Nutzlast + Busfunktionen auf mehr als eine physische Struktur verteilt) sein.
* Segment starten (starten)
  + Relativ einfach für einen Einzelsatellitenarchitektur oder sehr kompliziert für eine Architektur mit mehreren Satelliten.
  + Bei mehreren Satelliten spielt das Startsegment eine wichtige Rolle bei der Reduzierung des Missionsrisikos und
  + Konstellationsauffüllungs- und Wartungsstrategien.
* Bodensegment
  + Beinhaltet häufig die Wahl, ob Daten-Downlink-Gateway-Systeme im Weltraum oder auf der Erde verwendet werden sollen.
  + Ebenfalls zu berücksichtigen: Wo Datenverarbeitung, wie werden Missionsdaten gespeichert/verteilt?

**Wer sind die Schlüsselakteure für Weltraummissionen?**

* Regierungen / Politiker
* Raumfahrtagenturen
* Kommerzielle Raumfahrtunternehmen
* Wissenschaftler und Forscher
* Astronauten und Kosmonauten
* Ingenieure und Techniker
* Missionskontrollteams
* Startdienstleister
* Milliardäre, Investoren
* Bildungs- und Outreach-Teams
* Medien- und Kommunikationsspezialisten
* Interessengruppen für den Weltraum
* Nutzlastanbieter
* Satellitenhersteller
* Auftragnehmer und Lieferanten
* Aufsichtsbehörden
* Science-Fiction-Autoren

Internationale Fernmeldeunion (ITU)

Regulierungsbehörde der Vereinten Nationen mit bedeutender Rolle bei Weltraumaktivitäten:

* Frequenzspektrum-Management: Verwaltet das Funkfrequenzspektrum für die Satellitenkommunikation und weist Frequenzbänder zu, um Interferenzen zwischen Satellitensystemen und terrestrischen Diensten zu verhindern.
* Orbital-Slot-Zuweisung: Weist Satellitenbetreibern Orbitalpositionen im geostationären Orbit zu, um Konflikte zu vermeiden und eine effiziente Raumnutzung sicherzustellen.
* Koordination: Koordiniert Satellitensysteme und erfordert von den Betreibern eine Registrierung und Zusammenarbeit, um Störungen und Konflikte zu vermeiden.
* Regulierungsrahmen: Entwickelt internationale Vorschriften zu technischen Standards, Lizenzierung und internationaler Koordinierung für den Satellitenbetrieb.
* Streitbeilegung: Bietet Mechanismen zur Lösung von Konflikten im Zusammenhang mit dem Satellitenbetrieb und sorgt so für Fairness und Gerechtigkeit.
* Berichterstattung und Überwachung: Satellitenbetreiber melden technische Parameter an die ITU, die die Einhaltung internationaler Vorschriften überwacht.

Föderale Kommunikationskommission (FCC)

Regulierungsbehörde (national) in den USA, mit bedeutender Rolle bei Raumfahrtaktivitäten, insbesondere im Zusammenhang mit Satellitenkommunikation:

* Ein Diagramm eines Unternehmens

  Beschreibung wird automatisch generiertFrequenzzuteilung und Lizenzierung
* Lizenzierung von Satellitendiensten
* Regulierung der Satellitenkommunikation
* Aufsicht über die internationale Satellitenkoordination (z. B. über ITU)
* Eindämmung von Weltraummüll
* Notfall- und Katastrophenhilfe
* Lizenzierung kommerzieller Markteinführungen (Kommunikationssysteme)

**Welche „Weltraummissionstypen“ gibt es?**

Ziele der Weltraummission:

* Überwachung, Erforschung und Erhaltung der terrestrischen Umwelt
* Verbesserung der terrestrischen Infrastruktur in Transport und Kommunikation
* Weltraumforschung
* Nutzung der Weltraumumgebung

**Wo beginnt der Weltraum?**

* Es gibt keine scharfe physikalische Grenze, die das Ende der Atmosphäre und den Beginn des Weltraums markiert!
* Die Kármán-Linie bei 100 km ist eine vom internationalen Aufzeichnungsorgan FAI (Fédérationaéronautique internationale) vorgeschlagene, aber nicht allgemein akzeptierte Grenze zwischen der Erdatmosphäre und dem Weltraum. Benannt nach dem Luftfahrtingenieur Theodore von Kármán.
* In den Vereinigten Staaten reisen professionelle, militärische und kommerzielle Astronauten über einem Höhe von 80 km (50 Meilen) werden mit Astronautenflügeln ausgezeichnet…
* Persönliche Definition: „Mindestens eine Erdumrundung“…

(Ansonsten ist es irgendwie willkürlich, d. h. was ist mit ballistischen Flügen, Parabelflügen, …?)

**Welchen Wert hat die „erste kosmische Geschwindigkeit“?**

**Was ist eine typische Geschwindigkeit der ISS?**

**Welchen Wert hat die „zweite kosmische Geschwindigkeit“?**

**Was sind die typischen Ziele/Umlaufbahnen von Weltraummissionen?**

* Suborbital (hier nicht dargestellt, nicht wirklich eine „Umlaufbahn“)
* Niedrige Erdumlaufbahn (LEO), Höhe < 2.000 km
* Very Low Earth Orbit (VLEO), eine Untergruppe von LEO, typischerweise „Umlaufbahnen unter etwa 450 km“.
* Mittlere Erdumlaufbahn (MEO), irgendwo zwischen LEO und GEO.
* Geosynchrone Erdumlaufbahn (GSO), Periode gleich der Rotationsperiode der Erde (23 h 56 m 4 s, hier nicht dargestellt).
* Geostationäre Erdumlaufbahn (GEO): Teilmenge von GSO, kreisförmig und äquatorial
* Polare Umlaufbahnen, typischerweise im LEO, passieren die Pole der Erde und sind global abgedeckt.
* Sonnensynchrone Umlaufbahnen (SSO), typischerweise im LEO und in der Nähe des Polarkreises, 600–800 km, sorgen für einen konstanten Winkel zwischen Satellit, Sonne und Erde.
* Molniya-Umlaufbahnen, stark elliptisch, Apogäum ∼39.000 km, Perigäum ∼1.000 km.
* Tundra-Umlaufbahnen, stark elliptisches GSO, hohe Neigung (∼63,4°), Exzentrizität 0,2 – 0,3
* Hochelliptische Umlaufbahn (HEO): Stark elliptisch, ähnlich den Molniya-Umlaufbahnen.
* GTO (Geostationary Transfer Orbit): Eine Transferbahn, die Satelliten von ihrer anfänglichen Startbahn in eine geostationäre Umlaufbahn bringt.
* Fluchtbahnen, heliozentrische, interplanetare Umlaufbahnen, für interplanetare Missionen
* Halo-Umlaufbahnen, periodische, dreidimensionale Umlaufbahnen, die sich in der Nähe der Lagrange-Punkte befinden
* Lissajous-Bahnen, quasiperiodische Umlaufbahnen um einen Lagrange-Punkt

**Was sind die wichtigsten Auswirkungen der Wahl der Umlaufbahn auf eine Weltraummission?**

* Erfüllung der Missionsziele!!!
* Bodenverfolgung: Ziel- und Bodenstationsabdeckung
* Startfenster
* Beobachtung von Raumfahrzeug zu Raumfahrzeug: Kommunikationsbedingungen und -beschränkungen
* Sonnenwinkel: Beleuchtungs- und Sonnenfinsternisbedingungen, Erdbeobachtungsbedingungen
* Störungen: Bemühungen zur Bahn- und Lagekontrolle
* (Partikel-)Strahlungsbedingungen
* „Verkehr“: Bemühungen zur Kollisionsvermeidung und „Post-Mission“-Entsorgung … (in der Vergangenheit oft vernachlässigt)

Entsorgungszonen:

* LEO und GEO sind „geschützte Regionen“, z.B. „Europäischer Verhaltenskodex zur Eindämmung von Weltraummüll“ oder „Freiwilliger Standard ISO 24113“, also eine „empfohlene“ Anforderung (bis ∼2022):
  + Satelliten und Orbitalstufen sollten angewiesen werden, innerhalb von 25 Jahren nach der Mission wieder in die Erdatmosphäre einzutreten, wenn die Umlaufbahn < 2.000 km beträgt.
  + Friedhofsumlaufbahn für GEO-Satelliten, d.h. +300 km von GEO entfernt (Lebensdauer > 1 Mio. Jahre…).
  + 29. September 2022: Die FCC hat eine neue Regelung verabschiedet, um diese Frist für in den USA lizenzierte Satelliten auf 5 Jahre zu verkürzen
  + Andere, z.B. ESA, folgt (aber nicht allen!!!)
  + One Web und SpaceX
* Andere Weltraumregionen haben noch keinen „geschützten“ Status erreicht. Allerdings führen Navigationssatelliten auch Manöver durch, um ihre operative Umlaufbahn freizumachen.
* Satelliten, die zu Lagrange-Punkten fliegen, sollten auch ein End-of-Life-Manöver durchführen, um die Region zu räumen und sicherzustellen, dass der Satellit nicht unkontrolliert zur Erde zurückkehrt …

Entsorgung aus dem LEO:

* Unkontrolliert: Atmosphärischer Untergang und (teilweises) Verglühen „irgendwann/irgendwo“… Derzeit Stand der Technik für die meisten Satelliten und einige Oberstufen.
* Kontrolliert: „Großer“ Deorbiting-Schub, um den atmosphärischen Untergang und (teilweises) Verbrennen zu einem vordefinierten Zeitpunkt und in einem vordefinierten Bereich sicherzustellen. Derzeit nur für wenige (größere) Satelliten und viele Oberstufen.
* Bisher keine nennenswerten Sachschäden am Boden durch Weltraummüll. Dennoch,…
* Auch das Verbrennen in der Atmosphäre kann zur Luftverschmutzung beitragen und es wurden zahlreiche Stücke (z. B. Tanks) auf dem Boden gefunden …

Entsorgung größerer Strukturen am Point Nemo:

* Raumfahrzeugfriedhof zur kontrollierten Entsorgung größerer Strukturen
  + Grob zentriert auf „Point Nemo“, dem Ort, der am weitesten von jedem Land entfernt ist
  + Etwa 2.688 km Entfernung zur nächsten Landmasse….
  + Mehr als 260 (große) Raumschiffe waren darin stationiert.
  + Geplant als „endgültiges Ziel“ der ISS nach „Ruhestand“…

Kollisionsvermeidung:

* Die Starlink-Satelliten von SpaceX:
  + Mehr als 25.000 Mal zwischen Dezember 2022 und 31. Mai 2023 (laut einem SpaceX-Bericht an die FCC vom 30. Juni 2023).
  + Ungefähr doppelt so viele Ausweichmanöver wie im vorangegangenen Halbjahr (Juni – November 2022).
  + Seit dem Start der ersten Starlink-Satelliten im Jahr 2019 über 50.000 Mal.
* Die ISS führt auch Kollisionsvermeidungsmanöver durch (oder Astronauten suchen Schutz in Raumkapseln …)

**Was wird benötigt, um eine Weltraummission zu realisieren, d.h. Was sind die wesentlichen Schlüsselelemente?**

* Raumsegment
  + Raumfahrzeug / Nutzlast
  + Umlaufbahnen(en)
* Segment starten (starten)
  + Trägerrakete(n)
  + Startplätze
* Bodensegment
  + Bodenstationen, Kommunikationsarchitektur
  + Missionskontrolle/Betrieb
  + Benutzeroberfläche
  + Landeplätze
  + Landeplatzbetrieb
  + Entsorgungszonen

**Was ändert sich an den Anforderungen für bemannte Weltraummissionen?**

• Obligatorische Rückgabe der „Nutzlast“

• Sicherheit

• Zuverlässigkeit

• Redundanz

• Ladungen, Massen, Kosten

• Öffentliches Bewusstsein?

• Nachschub

• Lebenserhaltungssysteme

• Besatzungseinsätze

• ….

**Was sind die Subsysteme eines Raumfahrzeugs?**

* Structure and Mechanisms System (SMS) (Struktur- und Mechaniksystem) → Skelett und Gelenke
* Command and Data Handling System (C&DH) (Befehls- und Datenverarbeitungssystem) → Gehirn
* Attitude and Orbit Control System (AOCS) (Lage- und Bahnkontrollsystem) → Gleichgewichtssinn
* Communication System (CS) (Kommunikationssystem) → Mund und Ohren
* Electrical Power System (EPS) (Elektrisches System) → Magendarm
* Environment Control and Life Support System (ECLSS) (Umweltkontrolle und Lebenserhaltungssystem) → Organe
* Extra Vehicular Activity Systems (EVAS) (Systeme für externe Fahrzeugaktivitäten) → besser: „selbst ein Raumschiff
* Nutzlast-Subsystem (PS) (Nutzlast-Subsystem)
* Propulsion System (PS) (Antriebssystem) → Beine
* Thermisches Kontrollsystem (TCS) → Haut

**Welche Schlüsselelemente (key elements) sind, neben dem SatellitenBus, für den Erfolg einer Raumfahrtmission von entscheidender Bedeutung?**

Ein Bild, das Fahrrad, Text, Screenshot enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

* Startfahrzeug und In-Orbit-Transfer
* Umlaufbahn und Konstellation
* Nutzlast und Satellitenbus
* Kommunikationsarchitektur
* Satellit, Missionsbetrieb und Bodenstationen
* Benutzeroberfläche

**Was sind typische übergeordnete Missionsziele in der Raumfahrt? (Hinweis: Denken Sie dabei an die Anwendungen!)?**

* Erdoberfläche
* Klima und Umwelt
* Atmosphäre und Wetter
* Kommunikation
* Navigation
* Astronomie und Astrophysik
* Planetenwissenschaften
* Materialwissenschaften
* Lebenswissenschaften
* Technische Forschung

**Was sind typische Anforderungen (requirements), die sich aus den übergeordneten Missionszielen ableiten lassen?**

* Leistung
* Abdeckung
* Lebensdauer
* Verlässlichkeit
* Kosten
* Auflösung

**Welche typischen treibenden Faktoren (System drivers) ergeben sich für fast alle Raumfahrtmissionen?**

* Umlaufbahn
* Betrieb
* Höhenlage
* Energie
* Masse
* Volumen
* Datenübertragungsrate
* Ausrichtung
* Anzahl an Raumfahrzeugen

**Welche 2 grundsätzlichen Architektur-Konzepte werden für die Kommunikation mit Satelliten verwendet?**

* Real-Time: Relais-Satteliten-Kommunikation über Inter-Satteliten-Verbindung
* Store-and-forward: Kommunikation direkt zur Bodenstation, wenn sichtbar über Downlink

**Warum wird eine Thermalkontrolle bei Satelliten benötigt? Welche typischen Komponenten gibt es?**

Temperaturbereich innerhalb der Nutzlast- und Komponentengrenzen einhalten (zeitabhängige Wärmelasten)

* Temperatursensor
* Thermische Strahler
* Oberflächenbeschaffenheit
* Isolierung
* Leitungswege
* Wärmerohre
* . . .

**Welche Konzepte eignen sich für die Energieversorgung unter Berücksichtigung der Missionsdauer?**

* Kurzfristig: Batterien, Brennstoffzellen
* Langfristig: Akkus in Verbindung mit Solar-Photovoltaik-Anlagen

Welche Aufgaben hat das Subsystem Struktur und Mechanismen?

* Mechanische Unterstützung von Satellitenbus und Nutzlast
* Widerstehen der Belastung beim Abheben und im Betrieb
* Startadapter bereitstellen
* Mechanische Festigkeit und Steifigkeit bieten
* Entfaltungsmechanismus für Solaranlagen, Radiatoren, Ausleger, . . .
* Partikelstrahlung und Sonnenschutz

**In welchen Frequenzbereichen erfolgt typischerweise die Kommunikation mit Satelliten?**

1 GHz bis 15 GHz

**Was versteht man unter Modulation eines Signals?**

Die Codierung des Signals auf der Übertragungsfrequenz, z. B. Phase Shift Keying (PSK)

**Aus welchen Komponenten bestehen typischerweise Lageregelungssysteme?**

* Sensoren zur Lagebestimmung (z. B. Sonnensensoren, Gyroskope, IMU)
* Aktuatoren, die Kräfte und Momente einleiten (z. B. Triebwerke, Drallstabilisierung, Reaktionsräder)

**In welche Phasen wird üblicherweise ein Raumfahrtprojekt unterteilt?**

0 Missionsanalyse

A Machbarkeit

B Vorläufige Definition

C Detaillierte Definition

D Produktion/Bodenqualifikationstests

E Usingation (Nutzung)

F Disposal (Entsorgung)

**Warum sind die Ergebnisse der Phasen 0, A u. B für den weiteren Projektverlauf von herausragender Bedeutung?**

Konzeptuelle Entwurfsphasen: Phasen selbst noch sehr günstig in der Durchführung, aber Definition von ca. 80% der später zu veranschlagenden Kosten → wirtschaftlich kritisch.

**Warum stellt der Critical Design Review (CDR) einen besonderen Zeitpunkt eines Raumfahrtprojekts dar? Wann erfolgt er typischerweise nach dem Phasenmodell?**

Das Design wird eingefroren. Spätere kommerzielle Erträge hängen von dieser Überprüfung ab. Am Ende der Phase C (Detailed Definition)

**Was versteht man unter einem Acceptance Review AR?**

Der Entwurf wird auf Abweichungen von den festgelegten Spezifikationen untersucht. Phase D (Production/Ground Qualification Testing) ist mit dem AR abgeschlossen.

**Was ist der Unterschied zwischen einem automatisierten und ein autonomes System?**

Automatisierung beinhaltet den Einsatz von Technologie zur Ausführung von Aufgaben gemäß vordefinierter Anweisungen, während Autonomie ein höheres Maß an Selbstverwaltung und Anpassungsfähigkeit bei der Entscheidungsfindung impliziert.

Automatisierte Systeme folgen expliziten Anweisungen, während autonome Systeme in ihren Handlungen ein gewisses Maß an Intelligenz und Unabhängigkeit aufweisen.

**Brauchen wir autonome Operationen für Weltraummissionen?**

* Landung und Betrieb auf anderen Planeten / Mond: Autonomie von Robotern und Besatzung
* Verzögerungen bei der Kommunikationsübertragung, begrenzte Bandbreite und Zeiträume ohne Kommunikation erfordern autonome Operationen

### Space Environment

**Bedeutungen „Umgebung“:**

* Die Umgebung und Einflüsse auf ein bestimmtes Objekt von Interesse
* Die natürliche Welt oder das Ökosystem
* Alle Elemente, über die ein Designer keine Kontrolle hat und die ein System oder ein System beeinflussen seine Ein- und Ausgänge
* Ein bestimmtes politisches oder soziales Umfeld, eine bestimmte Arena oder ein bestimmter Zustand
* Die Software und/oder Hardware, die auf einem bestimmten Computersystem vorhanden ist
* Und viele andere mehr ...

**Was sind typische Umgebungsbedingungen, die ein Raumfahrzeug während seiner Mission erfährt?**

* Vakuum (mehr oder weniger, d. h. Restatmosphäre in tieferen Höhen, Feststoffe..)
* Elektromagnetische Strahlung und Partikelstrahlung
* Mikrogravitation
* Dichte Atmosphäre(n) (Trägerraketen, Wiedereintrittsfahrzeuge)
* Schwerkraft (Trägerraketen, Nutzlastmasse)
* Beschleunigung (Trägerraketen, Satelliten, Wiedereintrittsfahrzeuge

Welche besonderen Umweltfaktoren sind für die Auslegung von Raumfahrzeugen zu berücksichtigen?

* Gravitationsfelder
* Atmosphäre
* Ionosphäre
* Magnetfelder
* Elektromagnetische Strahlung
* Teilchenstrahlung
* Feste Materia

**In welche Kategorien können Umweltfaktoren in der Raumfahrt grundsätzlich eingeteilt werden?**

* Natürliche Weltraumumgebung
  + Durch physikalische Gegebenheiten
  + Strahlung, Gravitationsfelder, etc.
* Induzierte Weltraumumgebung
  + Durch das Raumfahrtzeug selbst oder andere Raumfahrzeuge hervorgerufen
  + Weltraumschrott, Radiofrequenzen

**Wie lauten die 3 Keplerschen Gesetze?**

1. Die Planeten bewegen sich auf elliptischen Bahnen. In einem gemeinsamen Brennpunkt steht die Sonne.
2. Die Verbindungslinie Sonne-Planet überstreicht in gleichen Zeiten gleich große Flächen.
3. Die Quadrate der Umlaufzeiten zweier Planeten verhalten sich wie die dritten Potenzen der großen Halbachsen ihrer Bahnen.

**Wie lauten die 3 Newtonsche Gesetze?**

1. Ein kräftefreier Körper bleibt in Ruhe oder bewegt sich geradlinig mit konstanter Geschwindigkeit.
2. Die Kraft entspricht der zeitlichen Änderung des Impulses.
3. Kräfte treten immer in Paaren auf, welche in ihrem Betrag gleich in der Richtung aber entgegengesetzt wirken.

**Wie lautet Newtons universelles Gravitationsgesetz?**

Jeder Massepunkt wirkt auf jeden anderen Massepunkt mit einer anziehenden Gravitationskraft, die entlang der Verbindungslinie beider Körper wirkt.

**Wie lautet die Vis-Viva-Gleichung? Welche Lösungen ergeben sich daraus für die möglichen Bahnen?**

Mögliche Lösungen:

* Ellipse
* Parabel
* Hyperbel
* (Punkt, Gerade)

**Wo tritt bei einer elliptischen Bahn die maximale Geschwindigkeit auf, wo die minimale?**

Die maximale Geschwindigkeit tritt im Punkt der geringsten Entfernung (Periapsis), die minimale Geschwindigkeit im Punkt der größten Entfernung (Apoapsis) auf.

**Ist ein Astronaut schwerelos?**

Auf Astronauten wirkt immer eine Schwerkraft (außer evtl. im L1 Punkt auf dem Flug zum Mond). Wirken keine anderen Kräfte, so fällt das Raumfahrzeug aber mit derselben Geschwindigkeit wie der Astronaut selbst und er fühlt sich schwerelos. Beide fallen kontinuierlich an der Erde vorbei. (nicht relativistisch)

**Spüren wir auf der Erde die Anziehungskraft der Sonne? (Analog zur vorherigen Frage.)**

Der Gravitationsgradient, der von der Sonne auf der Erde hervorgerufen wird, liegt bei maximal und entspricht der Änderung der Höhe eines Objektes auf der Erde um etwa 15 cm.

**Was ist ein Gravitationsgradient?**

Die Gravitationskraft, die von der Sonne auf die Erde ausgeübt wird, ist auf der Erde nicht überall konstant (in Richtung und Größe), da diese keine Punktmasse ist, sondern eine endliche Ausdehnung besitzt. Hierdurch entstehen auch die Gezeiten.

**Was versteht man im Zusammenhang mit einem Gravitationsgradienten unter dem Begriff gebundene Rotation?**

Die durch Gravitationsgradienten hervorgerufen Gezeiten sind entlang der Richtung der Gravitationskraft (z. B. in Richtung des Mondes) ausgerichtet. Aufgrund der Massenträgheit ist diese Ausrichtung jedoch nicht exakt und eilt etwas hinterher und übt so ein Drehmoment auf den Körper aus. So bremst der Mond die Drehung der Erde ab und gewinnt dadurch an (kinetischer) Energie. Ebenso bremst die Erde die Eigenrotation des Mondes aus. Der Mond hat eine geringere Masse bzw. ein geringeres Drehmoment, sodass die Rotation bereits abgebaut ist. Der Mond dreht sich also relativ zur Erde nicht mehr um sich selbst, also ist der Erde stets dieselbe Mondseite zugewandt. Dieses Phänomen tritt auch bei anderen Systemen auf.

**Wie lassen sich Gravitationspotentiale nicht kugelsymmetrischer Körper darstellen?**

Das Gravitationspotential wird als spherical harmonic expression dargestellt. Es werden Korrekturterme hinzugefügt, die die Abweichungen von einem idealen Kugelpotential in Abhängigkeit der geographischen Länge und Breite beschreiben. Die Genauigkeit steigt mit der Anzahl der Korrekturterme, welche verschiedene rotationssymmetrische Störungen modellieren. Diese ergeben sich aus entsprechenden Körpern, welche im Folgenden dargestellt sind. Zusammen ergibt sich somit ein Geoid als Beschreibung des Körpers.

**Wann hat ein Planet eine Atmosphäre?**

Es gibt folgende Punkte zu beachten:

* Fluchtgeschwindigkeit: Diese ist abhängig von Radius und Masse des Planeten.
* Oberflächentemperatur: Die kinetische Energie der Teilchen in der Atmosphäre hängt von ihrer Temperatur ab. Wird die Fluchtgeschwindigkeit überschritten, so können die Teilchen nicht (dauerhaft) am Planeten gehalten werden.
* Gase: Liegen überhaupt Gase vor, mit denen eine Atmosphäre gebildet werden könnte?

**Warum verändert sich die Zusammensetzung der Erdatmosphäre mit der Höhe?**

Die einzelnen Gase haben bei gleichen Temperaturen unterschiedliche Geschwindigkeiten, so dass einige Gase der Erde schneller entkommen können, als das bei anderen der Fall ist. Die Solarstrahlung wird in unterschiedlichen Bereichen absorbiert, so dass der Energieeintrag nicht gleichmäßig verteilt ist. Durch der herrschenden Druckgradienten schichten sich die Gase auch nach ihrem Gewicht.

**Warum kann der Saturn-Mond Titan trotz seiner niedrigen Atmosphärentemperatur von 113 K und der Fluchtgeschwindigkeit von 3740 m s−1 Stickstoff halten?**

Durch die niedrige Atmosphärentemperatur kondensiert Stickstoff beim Aufstieg in seine flüssige Form und regnet zurück auf die Oberfläche.

**Welche Schichten besitzt die Erdatmosphäre?**

* Troposphäre
* Stratosphäre
* Mesosphäre
* Thermosphäre (auch Ionosphäre)
* Exosphäre

**Welches Element stellt den Hauptbestandteil der Erdatmosphäre zwischen ca. 150 km und 1000 km Höhe?**

Atomarer Sauerstoff (O). Der auf der Erdoberfläche vorliegende molekulare Sauerstoff oder auch das weiter oben vorhandene Ozon (O3) nehmen UV-Strahlung auf und werden dabei dissoziiert zu atomarem Sauerstoff. Dieser ist leichter und hat durch die Strahlung an Energie gewonnen und kann durch die damit einhergehende höhere mittlere Geschwindigkeit größere Höhen erreichen.

**Wieso ist die minimale Temperatur in der Atmosphäre am polaren Sommer und nicht am polaren Winter am geringsten?**

Durch die gerinere (fehlende) Sonneneinstralung wird im Winter kein atomarer Sauerstoff dissoziiert. Im polaren Sommer hingegen schon. Da dieser Prozess endotherm stattfindet, sinkt die Temperatur.

**Warum treten auf dem Mars wesentlich stärkere Stürme auf als auf der Erde?**

* Die Marsatmosphäre weist über die gesamte Oberfläche weitaus höhere Druckunterschiede auf als die Erdatmosphäre
* Durch den Ausgleich dieser Druckschwankungen entstehen dementsprechend starke Stürme.

**Was versteht man unter dem Begriff Ionosphäre?**

* Die Ionosphäre ist ein Teil der Atmosphäre, welcher durch Solarstrahlung (teilweise) ionisiert wurde.
* 50 km bis 200 km (max. 2000 km) Höhe.

**Welche Planeten haben ein relativ starkes Magnetfeld?**

Die Erde und die Eis- und Gasriesen haben ein starkes Magnetfeld, welches weit ins All hinausreicht. (Erde, Saturn, Jupiter, Uranus, Neptun)

**Was versteht man unter Südatlantische Anomalie? Wodurch wird sie verursacht?**

* Der Mittelpunkt des Magnetfeldes liegt nicht im Schwerpunkt der Erde, sondern ist um ca. 450 km Richtung Singapur verschoben und ist demnach weiter vom Südatlantik entfernt.
* Zusätzlich ist die Achse des Magnetfeldes geneigt.
* Hierdurch kommt es im Südatlantik zu einer geringeren magnetischen Feldstärke als auf der entgegenliegenden Seite der Erdoberfläche (Sibirien).

**Was sind Strahlungsgürtel?**

* Ein Strahlungsgürtel ist ein Torus um die Erde, in dem geladene Partikel durch das Erdmagnetfeld gefangen sind.
* Protonen formen einen Strahlungsgürtel, wobei Elektronen zwei Strahlungsgürtel formen.
* Die Strahlungsgürtel werden innerer und äußerer Van-Allen-Strahlungsgürtel genannt.
* Die einzelnen Teilchen bewegen sich hier in sehr hoher Geschwindigkeit (Elektronen mit teilweise > 200 000 km s−1 ).

**Welchen Wert hat die Solarstrahlungskonstante auf Höhe der Erdbahn?**

**Was sind Sonnenflecken?**

Bereiche auf der Sonnenoberflächen, welche kühler (3800 K) sind und dadurch als dunkle Flecken erscheinen. Die Bereiche gehen mit starken Magnetfeldstörungen einher, wodurch es zu Sonneneruptionen kommen kann.

**Welche übergeordnete Periode hat die solare Strahlungsintensität?**

Etwa 11 Jahre

**Wie lange wäre die typische Vorwarnzeit bei einem Solar Flare? Warum?**

Es kommt darauf an, welche Auswirkungen von Interesse sind. Meist sind dies die energiereichen Protonen, wodurch sich eine Warnzeit von etwa 4 bis 8 Stunden ergibt.

**Was versteht man unter Weltraumschrott? Welche Quellen gibt es?**

Objekte, die durch den Menschen in einen Erdorbit gelangt sind (hauptsächlich LEO und GEO). Dazu gehören Satelliten, welche im Betrieb oder bereits ausgefallen sind, sowie 14 ausgebrannte obere Raketenstufen oder Schrott aus explodierten Raketen und Mikropartikel aus Feststofftriebwerken oder Beschichtungen, Farben etc. Weiterhin entsteht sekundärer Weltraumschrott durch die Kollision von Weltraumschrott mit sich selbst.

**Was sind die wichtigsten Einflussfaktoren auf die Weltraumumgebung?**

* Gravitationsfelder
* Atmosphäre/Ionosphäre
* Magnetfelder
* Partikel- und elektromagnetische Strahlung
* Feste Materia

**Fakultativ: Beschreiben Sie die Einflüsse von Gravitationsfeldern auf die Weltraumumgebung**

Alle Körper im Weltall befinden sich im freien Fall um einen Zentralkörper (bzw. genauer gesagt dem Massenzentrum aller Körper). Gravitationsfelder beeinflussen hauptsächlich den Orbit solcher Körper. Allerdings treten durch den Gravitationsgradienten Kräfte auch bei endlich ausgedehnten Körpern auf (Mikrogravitation).

**Fakultativ: Beschreiben Sie die Einflüsse der Atmosphäre/Ionosphäre auf die Weltraumumgebung**

Die besonders im niedrigen Erdorbit vorhandene Restatmosphäre spielt eine wichtige Rolle bei den dort herrschenden Vakuumbedingungen. Die Zusammensetzung ändert sich signifikant mit der Höhe. Teile der Atmosphäre sind ionisiert, wodurch diese mit dem Magnetfeld interagieren können.

**Fakultativ: Beschreiben Sie die Einflüsse eines Magnetfelds auf die Weltraumumgebung.**

Magnetfelder interagieren mit der Ionosphäre, Ionen und Elektronen solaren Ursprungs und erzeugen Strahlungsgürtel sowie eine starke, dynamische Interaktion speziell in der näheren Umgebung der Erde.

**Fakultativ: Beschreiben Sie die Einflüsse der Strahlung auf die Weltraumumgebung.**

Elektromagnetische und teilchenhafte Strahlung kosmischen und solaren Ursprungs, die mit Atmosphäre, Ionosphäre, Magnetfeldern usw. wechselwirkt und somit alle Umweltbedingungen im Weltraum beeinflusst.

**Fakultativ: Wie ist die Unterteilung von Asteroiden, Meteoriten, Meteoren etc.?**

*Meteor* Sternsschnuppen, also die Leuchterscheinung, die durch das Verglühen von Meteoriden in der Erdatmosphäre verursacht wird.

*Meteorid* Kleine Objekte auf einer Umlaufbahn um die Sonne.

*Meteorit* Ein Meteorid, der beim Eintritt in die Erdatmosphäre nicht vollständig verglüht und auf die Erde aufschlägt. Feuerkugel/Bolide Besonders heller Meteor, dessen scheinbare Helligkeit die des hellsten Planeten (Venus) übersteigt.

*Astreroid/Planetoid/Kleinplanet* Ähnlich wie Meteoriden, aber größer. (Zwergplaneten sind nochmal größer und haben daher eine annähernd runde Form im Gegensatz zu Asteroiden). Asteroiden bestehen aus Gestein und sind mit der Entstehung der Planeten entstanden. Kommen Asteroiden der Sonne sehr nahe, so können diese auch einen Schweif bilden.

*Komet* Ähnlich wie Asteroid, aber aus Eis und Staub. Sie sind mit dem Sonnensystem entstanden und bilden einen Schweif, wenn sie der Sonne zu nahekommen.

**Fakultativ: In den Jahren 1988/1989 ist die Anzahl der katalogisierten Weltraum-Objekte deutlich zurückgegangen. Woran liegt das?**

1989 bis ca. Mitte 1990 war ein Peak in der Sonnenaktivität (assoziiert z. B. mit der Anzahl an Sonnenflecken) und entsprechend -intensität (übrigens Sonnenzyklus #22 in der Fachwelt). Dadurch war die Atmosphäre der Erde im LEO (=Thermosphäre) ausgedehnter, mit dem Resultat einer signifikant höheren Dichte im LEO-Bereich. Durch den höheren Luftwiderstand war entsprechend der Selbstreinigungseffekt für Objekte in diesem Bereich höher, d. h. die Lebensdauer signifikant geringer. Da zusätzlich um 1990 keine im Vergleich zu Vorjahren höhere Startrate war, ist die Anzahl an Objekten zurückgegangen.

### Impacts of Space Environment on Spacecraft Design

**Welche typischen Bedingungen, denen ein Satellit vor seinem Start ausgesetzt ist, müssen für seine Auslegung berücksichtigt werden?**

* Gravitationsfelder
* Vakuum
* Ionosphäre
* Magnetfelder
* Partikelstrahlung
* Elektromagnetische Strahlung
* Feste Materie (Kollisionen)

**Welche Designanforderungen für Raumfahrzeuge resultieren aus den Bedingungen beim Start?**

Das Raumfahrzeug muss beim Start hohen Beschleunigungen und Vibrationen Stand halten. Die Eigenfrequenz des Raumfahrzeugs muss möglichst groß sein. Die Struktur muss die statischen und dynamischen Lasten des Starts aushalten. Das Raumfahrzeug muss in die Rakete passen (Volumen). Der Massenmittelpunkt des Raumfahrzeugs muss berücksichtigt werden.

**Was versteht man unter einem Launcher Authority Verification Plan?**

Die Nutzlast einer Trägerrakete muss hinsichtlich der jeweiligen Startbedingungen ausgelegt und dann verifiziert werden. Welche Anforderungen das genau sind, ist im Launcher Authority Verification Plan festgelegt.

**Warum ist es sehr schwierig und anspruchsvoll (eigentlich unmöglich) eine komplette Weltraumqualifikation eines Satelliten auf der Erde durchzuführen?**

Alle im Weltraum herrschenden Bedingungen gleichzeitig auf der Erde zu simulieren/testen ist schwierig/unmöglich

**Welche grundsätzlichen Auswirkungen haben die Gravitationskräfte des Zentralkörpers und weiterer Drittkörper auf eine Raumfahrtmission?**

Die Gravitationskräfte des Zentralkörpers definieren die möglichen Orbits. Die Gravitationskräfte von Drittkörpern sorgen ihrerseits für Störungen der Bahn. Diese Störungen können aber auch gewollt sein (Gravity Assist)

**Was versteht man unter einem sonnensynchronen Orbit? Wodurch wird er realisiert?**

Diese Orbits haben eine spezielle hohe Inklination i > 90◦ , sodass die Präzessionsbewegung, welche aus der Nord-Süd-Störung resultiert die Bahnebene kontinuierlich dreht. Durch geschickte Wahl der Inklination dreht sich die Bahnebene in einem Jahr genau um 360◦ . Dies hat zur Folge, dass der Satellit immer zur gleichen lokalen Tageszeit über einen Bodenpunkt fliegt. Die dadurch gleichen Beleuchtungsbedingungen ermöglichen eine gute Erdbeobachtung durch optimale Vergleichbarkeit.

**Welche Designanforderungen für Satelliten resultieren aus der Mikrogravitationsumgebung?**

Kleine, sonst vernachlässigbare Kräfte/Effekte können hier wichtig werden (Oberflächenspannung, Gravitationsgradient). Flüssigkeitsextraktion aus einem Tank ist schwierig. Um den Gravitationsgradient möglichst gering zu halten, sollte die vertikale Dimension nicht zu groß werden.

**Welche Konsequenzen hat der Umweltfaktor Vakuum?**

* Materialien können ausgasen (=> Dimensionsänderung, => Gase können Optiken beschädigen).
* Kein Schutz gegen Strahlung.
* Änderung des Drucks beim Aufstieg (Enthaltene Luft muss entweichen können).
* Leckagen müssen kompensiert werden.
* Kaltverschweißen von Bauteilen kann auftreten.
* Keine Konvektion/Wärmeleitung.

**Welche Auswirkungen hat der atomare Sauerstoff im niedrigen Erdorbit?**

Atomarer Sauerstoff wirkt erosiv und beschädigt somit die Oberflächen.

**Welche Bahnen sind hier dargestellt?**

Geosynchrone Orbits (Der geostationäre Orbit (keine Inklination) ist ein Spezialfall dieser Orbitklasse).

**Wie und warum lädt sich ein Raumfahrzeug im niedrigen Erdorbit auf?**

Während des Flugs kollidiert es mit geladenen Teilchen. Elektronen treffen das Raumfahrzeug aufgrund ihrer hohen Geschwindigkeit von allen Seiten, wohingegen Ionen hauptsächlich in Flugrichtung aufgesammelt werden. Da die negativen Elektronenkollisionen dominieren, lädt sich das Raumfahrzeug mit der Zeit negativ auf.

**Welche Auswirkungen hat allgemein die elektromagnetische Strahlung auf einen Satelliten?**

* Wärmeeintrag
* Sonnendruck
* (Schädigung der Avionik)

**Welche Effekte werden durch Teilchenstrahlung induziert?**

* Aufladen der Oberfläche
* Aufbrechen von chemischen Verbindungen
* Zerstörung von Materialien
* Single Event Upset (Bitflip => Maßnahme: Voting, Burnout => Maßnahme: Schutzschaltungen)

**Was ist der Unterschied zwischen den physikalischen Einheiten Gray Gy und Sievert Sv?**

Gray berücksichtigt allgemein den gesamten Energiegehalt der Kollisionen. Sievert multipliziert diesen Energiegehalt mit der relativen biologischen Effektivität.

**Welche Schutzmaßnahmen sind gegenüber Teilchenstrahlung denkbar?**

* Vermeidung (Südatlantische Anomalie vermeiden)
* Abschirmung (Schutzraum bei hoher Sonnenaktivität)
  + Außen: Material mit geringer Nukleonenzahl (Stoppen der Partikel ohne viel Bremsstrahlung zu generieren)
  + Innen: Material mit hoher Nukleonenzahl (Absorbierung der Bremsstrahlung)

**Wie lange ist die typische Vorwarnzeit vor dem Auftreffen von Teilchenstrahlung bei Sonneneruptionen?**

4-8 h, bis Protonen die Erde erreichen.

**Hat der Umweltfaktor Space Debris auch einen Einfluss auf das Thermalkontrollsystem?**

Nicht direkt, thermische Isolation schützt sogar recht gut gegen kleine schnelle Partikeleinschläge.

**Welchen typischen Anforderungen muss das Design eines Raumfahrzeugs für den Wiedereintritt genügen?**

* Hitzeschild
* Schwerpunkt genau definiert => Stabilität
* Resttreibstoff für Wiedereintrittsmanöver
* Langlebigkeit der Struktur, um auch am Ende der Missionszeit den hohen Belastungen Stand zu halten.

**Fakultativ: Identifizierung wichtiger Probleme beim Design von Raumfahrzeugen und Missionen, die sich aus der präoperativen Phase ergeben**

* Pre-Launch-Umgebung: Kein Designtreiber (Umgebung einfach gehalten und durch geeignete Support-Ausrüstung und -Verfahren kontrolliert)
* Startumgebung: Treiber bei der Konstruktion von Raumfahrzeugen in Bezug auf Masse, Volumen, Frequenzen, mechanische Lasten und Auslegungsspielräume. Treiber im Missionsdesign (z.B. Startfenster)

**Fakultativ: Identifizierung der wichtigsten Auswirkungen auf das Raumfahrzeug- und Missionsdesign, die sich aus Gravitationsfeldern / Schwerelosigkeit ergeben**

* Grundlegende Randbedingungen für jedes Missionsdesign (z.B. Spezifikation von Orbitalelementen und Startparametern).
* Auch grundlegende Randbedingungen für jedes Raumfahrzeugdesign, z.B. Masse, Architektur (Schwerkraftgradient!), Antrieb (z.B. Bahnänderung, Entnahme von Flüssigkeiten aus einem Tank), Kommunikation (Orbitalparameter), Lebensdauer (Treibstoffbedarf / Bahnstörungen), und viele andere mehr...

**Fakultativ: Identifizierung der wichtigsten Auswirkungen auf das Design von Raumfahrzeugen und Missionen, die sich aus Vakuum, Restatmosphäre und Ionosphäre ergeben**

* Vakuum: Entlüftung, Materialausgasung + Verschmutzung, Leckagen, Mikrolöten, Beschädigung durch ungefilterte Strahlung, fehlende Wärmeleitung, ...
* Atmo- /Ionosphäre: Änderung der Höhe / Lage, Änderung der Oberflächeneigenschaften (Erosion), Beschädigung/Zerstörung durch Hitze (Start, Wiedereintritt), Aufladung des Raumfahrzeugs, ...

**Fakultativ: Identifizierung der wichtigsten Auswirkungen auf das Design von Raumfahrzeugen und Missionen, die sich aus Weltraumstrahlung und Magnetfeldern ergeben**

* Elektromagnetische Strahlung: Energiequelle, Erwärmung / Kühlung / Alterung von Außenflächen, Lage- und Bahnstörungen (Sonnendruck), ...
* Teilchenstrahlung: Degradation und Bruch von Materialien (Solarzellen), Leistungsdrift durch Naheinwirkung, Einzelereignis-Störung (Zustandsänderung, Kurzschluss), hohe Risiken für bemannte Missionen, ...
* Magnetfelder: Lageänderung + gekoppelte Effekte durch Wechselwirkungen mit Ionosphäre und Teilchenstrahlung

**Fakultativ: Identifizierung der wichtigsten Auswirkungen auf das Design von Raumfahrzeugen und Missionen, die sich aus fester Materie im Weltraum ergeben**

Begrenzte/mittlere/tödliche Schäden an äußeren Teilen in Abhängigkeit von Größe + kinetischer Energie, geringfügiger Höhen-/Lageänderung, Design + Verfahren für das Ende der Lebensdauer, ...

**Fakultativ: Identifizieren Sie die wichtigsten Probleme bei der Gestaltung von Raumfahrzeugen und Missionen, die sich aus der Entsorgungs- oder Bergungsphase ergeben**

Treiber für die Orbit-Auswahl (De-Orbiting), kritischer Systemtreiber für den Wiedereintritt

### Concepts of Spacecraft Structures and Materials

**Welche Aufgaben müssen typischerweise Raumfahrtstrukturen erfüllen?**

* Mechanische Unterstützung des Satellitenbusses und der Nutzlast.
* Schnittstelle zur Trägerrakete.
* Widersteht den Belastungen, Dehnungen und Vibrationen während des Abhebens und des Betriebs.
* Mechanische Festigkeit und Steifigkeit bereitstellen.
* Bereitstellung der erforderlichen Masse- und Trägheitsmomenteigenschaften.
* Leiten der thermischen Wärme zum Kühler.
* Schutz / Abschirmung gegen elektromagnetische Störungen, Partikel und Sonne.
* Erdung von Komponenten.
* Konstante Ausrichtung von Instrumenten und Komponenten. → Struktur interagiert mit jedem Satellitensystem und mit der Trägerrakete

**In welche Kategorien kann man Raumfahrtstrukturen prinzipiell einteilen?**

* Primärstruktur trägt die Vorstart- und Startlasten (tragende Struktur).
* Sekundärstruktur sind große Strukturen, die die mechanische Charakteristik beeinflussen (Ausleger, Solarpanels, optische Bänke, Tanks).
* Tertiärstruktur sind kleinere Strukturen, die in der mechanischen Raumfahrzeugsimulation nicht geometrisch simuliert werden (Kästen, Bolzen, Kabelbäume, Leiterplatten).

**Welche Belastungen erfahren Raumfahrtstrukturen während der Missionsphasen?**

Raketenstart:

* Statische Lasten (Booster-Beschleunigung im stationären Zustand).
* Dynamische Lasten (Schwingungen des Antriebssystems/Triebwerks).
* Akustische Belastungen (Akustisch induzierte Schwingungen während des Abhebens und der transsonischen Phasen).
* Schockbelastungen (Transiente Belastungen durch Zündimpulse und Trennungsereignisse).

**Wie sieht der typische Designprozess für Raumfahrtstrukturen aus?**

1. Definieren von Missionsanforderungen
2. Identifizieren von Entwurfsoptionen / Vorentwurf
3. Feinentwurf
4. Verifizierung mit Anforderungen

**Erläutern Sie Festigkeit, strukturelle Lebensdauer, Eigenfrequenz und Resonanz.**

*Festigkeit* Die Menge an Last (einmal aufgebracht), die eine Struktur tragen kann, ohne zu brechen, einzustürzen (Endversagen), sich dauerhaft und übermäßig zu verformen.

*Strukturelle Lebensdauer* Die Anzahl der Belastungszyklen, die eine Struktur aushalten kann, bevor ein kritisches Teil infolge von Risswachstum bricht. Eigenfrequenz Die Frequenz, mit der eine Struktur schwingt, wenn sie durch eine transiente Belastung angeregt wird und dann ungestört bleibt.

*Resonanz* Die Tendenz eines Objekts, mit zunehmender Amplitude zu schwingen (aufgrund einer synchronisierten periodischen Kraft).

**Nennen und beschreiben Sie Einflüsse auf Satellitenstrukturen.**

Strukturelle Einflüsse durch den konzeptionellen Entwurf:

* Orientierung und Ausrichtung von Nutzlasten.
* Stromerzeugung im Betrieb (Konfiguration der Solaranlage).
* Kommunikation (Antennenposition).
* Dynamische Eigenschaften des Raumfahrzeugs (Trägheitsmoment, CoG).
* Thermische Eigenschaften des Raumfahrzeugs (Strahler, konduktive oder radiative Wärmeübertragung).
* Funktionsfähigkeit und mechanische Belastung der Komponenten des Raumfahrzeugs (z. B. Tank, magnetischer Torquer, Reaktionsräder).
* Masse, Volumen, Komponentenhüllkurve, Schwerpunkt und mechanischdynamische Eigenschaften.

**Welche typischen Konstruktionselemente werden für Raumfahrtstrukturen verwendet?**

* Strukturen Monohull/Semi-Monohull (Stringer/Spante)
* Fachwerkstrukturen
* Integralbau-Strukturen
* Verbundwerkstoff-/Sandwich-Strukturen

**Wie werden Raumfahrtstrukturen dimensioniert? Nennen Sie drei mögliche Dimensionierungsfälle.**

* Vergleichsspannung für duktile Werkstoffe
* Dehnungen und Versagenskriterien für Verbundwerkstoffe
* Ausfallwahrscheinlichkeit für keramische Werkstoffe

**Warum ist die Bestimmung der Eigenfrequenzen von Raumfahrtstrukturen von großer Bedeutung?**

Wenn eine Schwingung bei einer Eigenfrequenz auftritt, beginnt Resonanz. Das ist die Tendenz eines Objekts, mit zunehmender Amplitude zu schwingen (aufgrund einer synchronisierten periodischen Kraft). Die Eigenfrequenzen einer Struktur müssen außerhalb eines bestimmten Bereichs (meist höher als die der Trägerrakete beim Start) liegen, um Resonanz zu verhindern.

**Welche typischen Tests werden für die Verifikation von Strukturen durchgeführt?**

* Quasistatische Simulation (Festigkeit und Verformung)
* Modale Simulation (Steifigkeit, Form der Resonanz)
* Thermische Verformungssimulation (Ausrichtung)
* Response-Simulation (Nachweisvorbereitung)

**Benennen Sie typische Auswahlkriterien für Raumfahrtmaterialien!**

Standard:

* Stärke
* Steifigkeit
* Dichte (Gewicht)
* Kosten
* Wärmeausdehnung
* Korrosionsbeständigkeit
* Duktilität (die Risse verhindern kann)
* Bruchzähigkeit (Fähigkeit, dem Risswachstum zu widerstehen)
* Einfachheit der Herstellung
* Vielseitigkeit der Befestigungsmöglichkeiten, z. B. Schweißen
* Verfügbarkeit

Weltraumspezifisch:

* Ausgasung
* Brennverhalten
* Entflammbarkeit
* Toxizität
* Thermische Leitfähigkeit
* Thermisches Absorptionsvermögen
* Thermischer Emissionsgrad

**Nennen Sie vier Raumfahrtwerkstoffe, deren Vor- und Nachteile sowie ein Anwendungsbereich.**

*Aluminium* Verwendet für Traversenelemente, Skins, Stringer, Beschläge, Halterungen, Schalen.

+ Hohe Festigkeit im Verhältnis zum Gewicht

+ Duktil, leicht zu bearbeiten - Geringe Beständigkeit gegen Fressen und Verschleiß

- Hoher Wärmeausdehnungskoeffizient

*Titan* Wird für Befestigungsbeschläge fortschrittlicher Verbundwerkstoffe und Verbindungselemente verwendet.

+ Hohe Festigkeit im Verhältnis zum Gewicht

+ Niedriger thermischer Ausdehnungskoeffizient

- Relativ teuer

- Schwierig zu bearbeiten

*Magnesium* Einsatz für leicht belastete, knickkritische Strukturen und für leichte Gussteile.

+ Hohe Knickfestigkeit im Verhältnis zum Gewicht

+ Hohe Wärmekapazität

- Schlechte Korrosionsbeständigkeit

- Hoher thermischer Ausdehnungskoeffizient

*Beryllium* Verwendet für Spiegel, Präzisionsgehäuse für Kardangelenke und Teleskope.

+ Sehr hohe Steifigkeit

+ Geringer thermischer Ausdehnungskoeffizient

- Teuer, giftig

- Geringe Duktilität

*Stahl* Einsatz für Schrauben, Bolzen, Muttern, Unterlegscheiben, Kugellager, bewegliche Teile.

+ Hohe Steifigkeit und Festigkeit

+ Mäßig leicht zu bearbeiten

- Hohe Massendichte

- Unterschiedliche Korrosionsbeständigkeit

*Graphit/Epoxid-Verbundwerkstoffe* Verwendet für Fachwerkträger, Antennenausleger, Deckplatten für Sandwiches.

+ Relativ leicht, sehr geringer Wärmeausdehnungskoeffizient

+ Kann für hohe Festigkeit und Steifigkeit angepasst werden

- Spröde (keine Duktilität), nimmt Wasser auf

- Kosten der Entwicklung

- Festigkeit ist empfindlich gegenüber Prozessparametern

- Ausgasungen und unterschiedliche thermische Ausdehnung der Verbundwerkstoffe erhöhen die Qualifizierungskosten für eine Raumfahrtanwendung

**Welche Umweltfaktoren können im Weltraum zu einer erheblichen strukturellen Schädigung führen?**

* Atomarer Sauerstoff
* Temperatur
* Ausgasungseffekte

**Wieso spielt das Trägheitsmoment eines Satelliten für das Lageregelungssystem eine große Rolle?**

Um die erste Hauptachse ist eine stabile Rotation möglich. Dies ermöglicht Drallstabilisierung. Zudem kann über das Trägheitsmoment, das für eine gewünschte Winkelbeschleunigung um eine Drehachse erforderliche Drehmoment ermittelt werden, womit die erforderliche Steuereingabe ermittelt werden kann.

### Concepts of Spacecraft Power Systems

**Welche Aufgaben/Funktionen hat das Energieversorgungssystem?**

* Ständige Bereitstellung von Energie während der Missionslaufzeit
* Abdecken von Verbrauchsspitzen
* Überbrücken von z. B. der Flugzeit im Schatten
* Erzeugung/Wandlung von Energie (Solarpanele, RTG, etc.)
* Energiespeicherung
* Spannungswandler, um gewünschte Spannungen zur Verfügung zu stellen.

Energieversorgung (fast) aller Subsysteme. Wandlung auf benötigte Spannungen und bereitstellen der notwendigen Stromstärke. Erzeugen von elektrischer Energie (Solarpanele, RTG, etc.) und evtl. Speicherung dieser. Weiterhin muss das ganze System überwacht werden.

**Warum erfolgt die elektrische Energieversorgung in Raumfahrzeugen mit Gleichstrom?**

Gleichstrom eignet sich besser für kürzere Distanzen und geringen Energiebedarf. Die in der Raumfahrt verwendeten Energiequellen generieren Gleichstrom, so kann eine verlustbehaftete Wandlung gespart werden.

**Welche Energiequellen stehen für die elektrische Energieversorgung von Raumfahrzeugen prinzipiell zur Verfügung? Welche werden tatsächlich genutzt?**

* Solar
  + Solarpanele (genutzt)
  + Wärme
    - Thermoelektrisch (genutzt)
    - Brayton
    - Stirling
    - Rankine
* Nuklear
  + Reaktorwärme aus künstlichem Zerfall (genutzt)
  + Reaktorwärme von Radioisotopen durch natürlichen Zerfall (RTG) (genutzt)
* Gespeicherte Energie
  + Mechanisch (Drallräder)
  + Chemisch
  + Batterien (genutzt)
  + (Akkus als Sekundärbatterie) (genutzt)
  + Brennstoffzellen (genutzt)

**Warum ist die flächenspezifische Leistung (W/m-2) des Photovoltaiksystems der ISS (d.h. im Jahr 2000) schlechter im Vergleich zu Skylab oder der MIR-Station (aus den 70er Jahren)?**

Die ISS ist größer und unterliegt daher mehr Wandlungs-, Speicher-, Verteilungsverluste etc., weshalb insgesamt schlechtere Werte entstehen, obwohl der Wirkungsgrad der Solarzelle besser ist.

**Welche Wirkungsgrade spielen bei der Betrachtung von Energiesystemen eine Rolle?**

* Wirkungsgrad einer Energiequelleneinheit
* Wirkungsgrad der gesamten Energiequelle
* Umwandlung der Energie zum Speichern
* Wirkungsgrad des Energiespeichers
* Umwandlung aus dem Speicher
* Verteilung
* (Wirkungsgrad des Endverbrauchers)

Beispiel Solarzelle:

* Einzelne Zelle (bis 30%)
* Zellenarray (10%-20%)
* Umwandlung und Regulierung (85%)
* Speicherung (80%)
* Rückumwandlung und Regulierung (85%)
* Verteilung (90%)

**Welche Typen von Solarzellen gibt es?**

*Silicon* Viel verwendet (Laborwirkungsgrad 20%)

*Thin film (Si, Cd-Te oder Cu-In-Se)* Noch nicht verwendet (Laborwirkungsgrad <15%)

*Gallium Arsenide* Verwendet in wenigen Missionen (Laborwirkungsgrad 23%)

*Indium Phosphide* Verwendet (Laborwirkungsgrad 23%)

*Multijunction GaInP/GaAs* Viel verwendet vorallem in neuen Satelliten (Laborwirkungsgrad >26%)

**Was versteht man unter einer Multi-Junction-Solarzelle?**

Es werden mehrere verschiedene Halbleiterschichten genutzt, welche verschiedene Spektralbereiche in elektrische Energie umwandeln. So kann mehr Energie pro Fläche generiert werden.

**Was ist ein Radioisotopen-Generator?**

Der natürliche Zerfall von Radioisotopen (meist 238Pu) erzeugt 𝛼- und 𝛽-Strahlung, welche im umliegenden Mantel abgebremst werden und dabei dieses Material erwärmen. Diese Wärme wird mit einem Thermoelement thermoelektrisch in elektrische Energie umgewandelt. Weiterhin wird viel Abwärme produziert.

**Welche Vorteile bietet ein RTG in der Missionsplanung, welche Nachteile besitzt er?**

Vorteile Die Ausrichtung des S/C spielt keine Rolle. Analog dazu ist auch der Flug durch einen Schatten kein Problem. Dadurch reduziert sich ebenfalls die zu speichernde Energie. Nachteile Die Strahlung hat negative Auswirkungen auf das S/C und so müssen abschirmende Materialien verbaut werden und der RTG muss meist auf einem Mast angebracht werden, um so eine größere Distanz zu den wichtigen Komponenten zu haben. Bei einer Explosion während dem Start könnte radioaktives Material in der Atmosphäre verteilt werden. Komplexeres Handling am Boden und Schwierigkeiten bei der Beschaffung/Genehmigung.

**Was sind typische Speicherdichten von Primärbatterien?**

*Silber Zink* 60 W h kg−1 bis 130 W h kg−1

*Lithiumthionylchlorid* 175 W h kg−1 bis 440 W h kg−1 53

*Lithium-Schwefeldioxid* 130 W h kg−1 bis 350 W h kg−1

*Lithiummonofluorid* 130 W h kg−1 bis 350 W h kg−1

**Welche Brennstoffzellenarten gibt es und welche werden in der Raumfahrt eingesetzt?**

*Alkalische* Bereits zugelassen

*Proton Exchange Membrane (PEM)* In der Zulassung

**Welche Energiespeicherarten sind in der Raumfahrt gebräuchlich?**

* Reversible Chemikalie
  + Batterien/Akkus (genutzt)
  + Brennstoffzellen
* Thermisch
* Drallrazzien
* Kondensatoren (genutzt)

**Warum ist im LEO die während der Solareinstrahlung zu wandelnde Leistung mehr als doppelt so groß als die benötigte Leistung in der Schattenphase (obwohl doch die Schattendauer < 50 % ist)?**

Ein Teil der generierten Energie während der Sonnenphase geht durch Entladung, Speicherwirkungsgrad verloren.

**Was versteht man unter Depth-of-Discharge?**

Der Anteil an entnommener Energie an der insgesamt Speicherbaren Energie. Je geringer diese Entladungstiefe ist, desto mehr Ladezyklen kann ein Akku durchlaufen. LEO-Satelliten benötigen mehr Ladezyklen im Vergleich zu GEO-Satelliten, wodurch eine höhere Kapazität angestrebt wird.

**Welche Batteriearten werden in der Raumfahrt genutzt?**

*NiCd* Bis etwa 1985 viel genutzt.

*NiH2* Ab etwa 1985 genutzt.

*Li-Ion* Ab etwa 2005 genutzt.

**Was ist eine sogenannte regenerative Brennstoffzelle? Welche Einsatzgebiete sind denkbar?**

Die Brennstoffzelle oder eine andere Komponente kann unter Energiezufuhr durch die Elektrolyse wieder Wasser- und Sauerstoff herstellen und erhält somit neuen Treibstoff aus dem ehemaligen Abfallprodukt Wasser der Brennstoffzelle. Ähnliches ist auch mit CO/O2 möglich. Hier können Synergien genutzt werden, da beide Stoffe oftmals bereits vorhanden sind.

**Könnten Flywheels zur Energiespeicherung genutzt werden?**

Ja

**Ein Bild, das Text, Screenshot, Diagramm, Reihe enthält.

Automatisch generierte BeschreibungOrdnen Sie typische Energieversorgungsmethoden nach wachsender Missionszeit und Leistungsbedarf (Diagrammskizze)!**

**Fakultativ: Erläuterung der Funktionen und Konfiguration eines Raumfahrzeugantriebssystems**

Kontinuierliche Versorgung mit elektrischem Strom während der gesamten Mission; Erzeugung und Speicherung elektrischer Energie; Steuerung und Verteilung elektrischen Stroms an Raumfahrzeugkomponenten; Bereitstellung von Umwandlern für Wechselstrom- und geregelte Gleichstrom-Stromversorgungsbusse; Unterstützung der elektrischen Durchschnitts- und Spitzenladungen.

**Fakultativ: Benennung der Funktionen der Stromaufbereitung und -verteilung**

Regulierung der Leistungsabgabe (Spannung und Strom) von der Stromerzeugung und von und zum Stromspeicher; Regulierung der Busspannung auf das erforderliche Spannungsniveau

**Fakultativ: Erläuterung der Hauptenergiequellen und Umwandlungsstrategien für Raumfahrzeuge**

* Solar
  + photovoltaisch-elektrisch
    - Solarzellen
  + solardynamisch-elektrisch
    - Sonnendynamisches System
* Nuklear
  + Radioisotopenzerfall
    - Thermoelektrisch
      * RÖNTGEN
  + Kernspaltung
    - Thermoelektrisch
      * Kernreaktoren
* Chemisch
  + Elektrochemisch
    - Primärbatterie
    - Brennstoffzellen
* Impuls
  + Elektrodynamisch
    - Schwungräder

**Fakultativ: Benennung der Vor- und Nachteile der im Weltraum genutzten Kernergieoptionen**

Vorteile:

* Unabhängigkeit der RFZ-Ausrichtung und unabhängig von der Sonneneinstrahlung
* Nicht anfällig für Strahlung in den Van-Allen-Gürteln
* Keine Speicherung bei Sonnenfinsternis erforderlich

Nachteile:

* Strahlungsabschirmung erforderlich; der Wiedereintritt muss für mehrere 1000 Jahre verhindert werden
* Sorgfältige Handhabungsverfahren bei der S/C-Integration (radioaktive Quelle!)

**Beschreibung der im Weltraum verwendeten Energiespeichermethoden**

Batterien, regenerative Brennstoffzelle, Schwungräder

**Fakultativ: Erklärung des Zusammenhangs zwischen Entladungtiefe und Systemmasse von Batterien**

Erhöhte Zykluslebensdauer verringert die Menge der verfügbaren Energie aus Batterien während jedes Zyklus (DOD nimmt mit der Zykluslebensdauer ab). Eine Verringerung des DOD führt daher dazu, dass mehr Batteriezellen benötigt werden (damit die gleiche Energie gespeichert werden kann)

**Fakultativ: Zuordnung von Raumfahrzeugenergiesystemen zu Missionstypen**

* *Kurzzeitmissionen:* Primärbatterien, Brennstoffzellen
* *Langzeitmissionen:* Photovoltaische Solaranlagen + Sekundärbatterien
* *Äußere und innere Planeten:* RTG
* *Sehr hoher Energiebedarf (>> 100 kW):* Solardynamischer Generator, Kerndynamischer Generator, Nuklearer thermischer Generator

### Concepts of Spacecraft Thermal Control

**Nennen Sie mindestens acht Anforderungen an ein Thermalkontrollsystem eines Satelliten oder eines Raumfahrzeugs!**

* Einhaltung von Temperaturbereichsanforderung von Komponenten/Systemen/- Payload/(Crew) (evtl. verschiedene Anforderungen während Betrieb/Operating (genaue Regelung, Funktion gewährleisten) und Standby/Non-Operating (Schadens vermeiden))
* Temperaturschwankungen/thermale Spitzenlasten kompensieren/ausgleichen
* Muss für alle Missionsphasen funktionieren (evtl. unterschiedliche Anforderungen)
* Lufttemperatur für die Crew regeln
* Lufttemperatur im Raumanzug regeln
* Möglichst leicht, klein und geringer Energieverbrauch

**Nennen Sie Gründe, warum für die Auslegung eines TCS gleichzeitig analytische Methoden und Tests notwendig sind! Worin liegen die Grenzen der analytischen Methoden und der Thermaltests?**

Einige Parameter sind nicht genau bekannt, wodurch eine rein analytische Betrachtung nicht möglich ist. Die Parameter müssen durch Tests ermittelt werden. Andersherum ist die Messung von z. B. Wärmeflüssen teilweise schwer/nicht möglich, weshalb diese analytisch bestimmt werden müssen. Tests dienen der Validierung des thermischen Modells, können aber nicht alle späteren Umgebungsbedingungen abbilden.

**Wodurch werden Absorptionszahl und Emissionszahl einer technischen Oberfläche beeinflusst? Was ist eigentlich die Emissionszahl 𝜖?**

Durch die Farbe und Lacke oder polierte Oberflächen. Die Emissionszahl gibt an, wie viel der Körper im Vergleich zu einem Schwarzkörper (mit derselben Temperatur) emittiert.

**In welcher Missionsphase muss auch der konvektive Wärmetransport berücksichtigt werden?**

Beim Start des Satelliten (evtl. im sehr niedrigen Erdorbit), beim Wiedereintritt oder bei Aerobrake-Manövern bzw. der Landung auf anderen Himmelskörpern mit Atmosphäre. Während des Transports und der Lagerung auf der Erde (vor dem Start). Innerhalb des Satelliten, falls Gase oder Flüssigkeiten gelagert werden.

**Nennen Sie mind. fünf umgebungsindizierte Wärmequellen eines Raumfahrzeuges im LEO und nennen Sie, falls sinnvoll, den mittleren Zahlenwert!**

Die Wärmelasten sind zeit- und Umgebungsabhängig und somit nicht konstant.

* Sonneneinstrahlung (𝑀\_Sonne = 1371 W/m−2 )
* Albedo der Erde (𝑀\_Albedo = 𝜌\_Albedo 𝑀\_Sonne, mit durchschnittlich 𝜌\_Albedo ≈ 0,3 )
* Infrarotstrahlung der Erde (𝑀E = 237 W m−2 )
* Aerodynamische Aufheizung durch Restatmosphäre
* Interaktion mit geladenen Teilchen (Bremsstrahlung)
* Kosmische Hintergrundstrahlung (𝑇 = 2,7 K ⇒ 𝑞 ≈ 3 µW m−2 )
* Interaktion mit dem Erdmagnetfeld (Aufheizung durch induzierte Wirbelströme)

**Wodurch wird der sogenannte 𝛽 Winkel der solaren Strahlung auf ein RFZ beeinflusst?**

𝛽 ist der Winkel zwischen der Orbitebene und der Sonneneinstrahlung. Der Winkel bestimmt in Kombination mit der Bahnhöhe die Schattenzeit des Satelliten. Der Winkel wird durch die Inklination und den aufsteigenden Knoten beeinflusst und verändert sich kontinuirlich.

**Wie verhält sich die Deklination des Sonnenvektors in Abhängigkeit der Jahreszeit?**

Im Sommer ist die Deklination maximal 𝛿𝑆 = 23,4 ◦ , im Winter minimal 𝛿𝑆 = −23,4 ◦ .

**Wodurch wird die Erd-Albedo auf ein Raumfahrzeug beeinflusst?**

Die Erd-Albedo ist abhängig von der Oberfläche der Erde (Land, Wald, Wasser, Eis etc.). Zusätzlich wird der Wert durch das Vorhandensein und die Art der Wolken beeinflusst. Die Erd-Albedo ist ebenfalls abhängig von der auf der Erde auftreffenden Energieanteil (also dem Sichtfaktor Sonne-Erde) und dem an das RFZ abgegebene Anteil (Sichtfaktor Erde-RFZ).

**Warum variiert die Erd-Albedo in Anhängigkeit der Orbitinklination des Raumfahrzeugs?**

Die durchschnittliche Erd-Albedo verändert sich mit den Breitengeraden. (Zusätzlich ist auch der Sichtfaktor Sonne-Erde bzw. Erde-RFZ anders)

**Warum sollte die Temperatur der Elektronik eines Raumfahrzeugs möglichst stabil sein, auch wenn die elektronischen Komponenten innerhalb eines großen Temperaturbereiches arbeiten können?**

Die Funktionsgenauigkeit kann temperaturabhängig sein und es gibt oftmals eine optimale Temperatur. Örtliche Temperaturgradienten können Spannungen verursachen. Zeitliche Temperaturschwankungen können die Lebenszeit begrenzen.

**Beschreiben Sie in Worten die Wärmebilanz eines Raumfahrzeuges!**

𝑄¤ 𝑖𝑛 − 𝑄¤ 𝑜𝑢𝑡 + 𝑄¤ 𝑔𝑒𝑛 = 𝑚𝑐 𝜕𝑇 (𝑡) 𝜕𝑡 Wird von der generierten Wärmeenergie und der eingetragenen Wärmeenergie die abgegebene Energie abgezogen, so bleibt der Teil übrig, welcher sich in einer Temperaturänderung äußert (die gerade die Energie aufnimmt, bzw. abgibt).

**Wie ist die Gleichgewichtstemperatur eines Körpers ohne Quellwärme im Orbit definiert?**

𝛼𝐴Sun𝑀Sun | {z } Solarstrahlung + 𝛼𝐴Albedo𝑀Albedo | {z } Erd-Albedo + 𝜖𝐴Erde𝑀Erde | {z } Strahlung der Erde + 𝑄¤ gen |{z} interne Wärmequellen − 𝜖𝜎𝐴𝜖𝑇 4 𝐸 | {z } Strahlung des RFZ = 0

Wie verhält sich die Temperatur eines Körpers mit steigendem 𝛼 𝜖 -Verhältnis? Stark vereinfacht ergibt sich folgende Gleichung: 𝑇 = 𝛼 𝜖 𝐴𝛼 𝐴𝜖 𝑀Sun 𝜎 1 4 Die Temperatur steigt mit 𝑇 ∼ 𝛼 𝜖

Welche Temperatur weist ein kugelförmiger Satellit (𝑅 = 200 mm) im niedrigen Erdorbit schätzungsweise auf, wenn er permanent 20 W generiert (𝛼 = 𝜖 = 0.9) ? 320K?

**Wovon ist die Strahlungsemission 𝜖 einer Oberfläche grundsätzlich abhängig?**

Der Koeffizient hängt von Winkel und Wellenlänge ab, sowie der Oberflächenbeschaffenheit (Farbe, Rauhigkeit etc.).

**Erklären Sie die Funktion eines Wärmerohres (Heat Pipe)?**

In dem warmen Teil des System wird die Flüssigkeit unter Energieaufnahme (System kühlt sich ab) zur Kondensation gebracht. Im kalten Teil des Systems (Radiator) kondensiert die Flüssigkeit und gibt die Wärme wieder ab. So kann Wärme sehr effektive transportiert werden (z. B. von den Elektronikkomponenten zu den Radiatoren). Der Transport kann über die Kapillarwirkung, durch Zentripetal- oder Gravitationskräfte oder auch durch aktive Systeme (Pumpen) realisiert werden.

**Nennen Sie mindestens vier aktive Thermalkontrollsysteme!**

* Heizungen gesteuert von Thermostaten
* Fluidpumpkreisläufe
* Latentwärmespeicher (Wärme ist verborgen z. B. im Phasenwechsel)
* Aktive Wärmeschalter

**Nennen Sie mindestens vier passive Thermalkontrollsysteme!**

* Erhöhen oder Absenken des Wärmeleitfähigkeitskoeffizienten
* Wärmekapazität zum Ausgleich zeitlicher Schwankungen
* Wärmeausgleich durch Wärmeleitung und Strahlung
* Oberflächen mit passenden Absorptions- und Emissionsgrad
* Wärmerohre mit Kapillarpumpkreisläufen

**Geben Sie die groben Schritte der Thermalanalyse eines RFZ an.**

* Umgebungsbedingungen und Randbedingungen/Interfaces zu anderen Systemen identifizieren
* Thermische Anforderungen von Komponenten/Subsystemen herausfinden/definieren
* Vorläufige Analysen und Auswahl von Komponenten zur Thermalkontrolle
* Komponenten/Subsysteme testen und thermische Eigenschaften messen
* Detaillierte thermische Modelle aufbauen und analysieren
* Tests durchführen und thermische Modelle validieren (evtl. nochmal ändern und erneut testen)
* Tests zur Demonstration der Einhaltung der Anforderungen durchführen (mit Sicherheitsmarge)

**Wann ist der Einsatz rein passiver Thermalsysteme sinnvoll?**

Wenn gleichmäßige, schrittweise periodische Variation der thermischen Einflüsse vorliegen. Nur geringe Veränderung der Randwerte (Umgebung/interne Wärmedissipation) können ausgeglichen werden. Wenn nur geringe Anforderungen an die Temperaturgleichmäßigkeit der RFZ-Komponenten gestellt werden.

Nennen Sie Vorteile passiver Thermalkontrollsysteme!

* Keine beweglichen Teile
* Kein Energiebedarf
* Fermenter Masse
* Hohe Zuverlässigkeit

**Warum sollten passive Systeme zur Thermalkontrolle gegenüber aktiven Systemen bevorzugt werden?**

Geringere Komplexität

**Warum wird eine Thermalkontrolle bei Satelliten benötigt? Welche typischen Komponenten gibt es?**

Warum:

* Aufrechterhaltung der Gerätetemperatur in festgelegten Bereichen (normalerweise Raumtemperatur) während der gesamten Einsatzdauer
* Garantiert optimale Leistungen, wenn die Ausrüstung in Betrieb ist
* Vermeidung von Schäden, wenn die Ausrüstung nicht in Betrieb ist
* Minimierung von Temperaturgradienten, z.B. zwischen Einheiten, entlang von Strukturelementen oder zeitbezogen
* Insbesondere muss bei bemannten Einsätzen die thermische Umgebung innerhalb der bewohnbaren Bereiche während der gesamten Mission über annehmbar bleiben (Komfortzone des Menschen)

Womit:

* Passiv
  + Oberflächenbeschaffenheit (Lacke, Beschichtungen)
  + Thermische Isolatoren (Multi-Layer Insulation (MLI), Wärmebarrieren Unterlegscheiben, usw.)
  + Heizkörper
  + Thermische Kapazitäten (Wärmesenken, Kühlplatten usw.)
  + Wärmeleitpfade (Metallkabel, Füllstoffe)
  + Thermischer Schild
* Halbpassiv
  + Wärmerohre
  + Kapillarpumpkreisläufe
  + Lamellenheizkörper
  + Latentwärmespeicher (passive Wärmeschalter)
* Aktiv
  + Heizungen gesteuert von Thermostaten
  + Fluidpumpkreisläufe
  + Latentwärmespeicherpumpgeräte
  + Aktive Wärmeschalter

**Wie groß ist die Energieeinstrahlungsleistung der Sonne pro Quadratmeter in Erdnähe? Wie viel Prozent davon kann typischerweise photovoltaisch genutzt werden?**

Im Orbit gilt 𝑆0 = 1367 W m−2 . Der Wirkungsgrad von Solararrays liegt bei etwa 10 % bis 20 %.

**Wie ist die Solarkonstante definiert und welchen Zahlenwert hat sie?**

Die mittlere Strahlungsleistung pro meter2 der Sonne auf Höhe der Erdumlaufbahn.

**Wie groß ist die Solarkonstante (Intensität der Solarstrahlung) im Bereich der Erdbahn (1 AE)? Wie vergleicht sich demgegenüber die Solarkonstante beim Planeten Merkur, dessen Abstand zur Sonne ca. 2/5 AE (gerundet) beträgt.**

S0 = 1367 W m−2 , SMerde = S0 rQuecksilber 2 = 8.544 kW m−2

**Der Saturn ist ca. 10 mal weiter von der Sonne entfernt als die Erde. Wie groß ist die Energieeinstrahlleistung pro Quadratmeter auf dem Saturn im Verhältnis zum entsprechenden Wert auf der Erde?**

Merkur = S0 rErde rSaturn 2 = 13,67 W m−2

Frage 12.28: Geben Sie den physikalischen Zusammenhang zwischen dem Planckschen Strahlungsgesetz und dem Stefan-Boltzmann-Gesetz an!

MS = ∫ ∞ 0 MλS dλ = 2π 5k 4 15h 3c 2 T 4 = σT 4

**Skizzieren Sie qualitativ die Planckschen Strahlungskurven für die Temperaturen 𝑇1 = 300 K und 𝑇2 = 6000 K zusammen in einem Diagramm (Achsenbeschriftung!)! Geben Sie die Wellenlänge des jeweiligen Strahlungsmaximums an!**

5 10 15 20 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 𝜆 [µm] 𝑀𝜆𝑆 [W mm−3 ] 𝑇 = 6000 K 𝑇 = 5000 K 𝑇 = 4000 K 𝑇 = 3000 K 𝑇 = 2000 K 𝑇 = 300 K Die Wellenlängen der maximalen Strahlungsintensitäten ergeben sich mit 𝜆𝑚𝑎𝑥 = 2898 µm K 𝑇 . Somit gilt 𝜆𝑚𝑎𝑥 = 483 nm für 𝑇 = 6000 K und 𝜆𝑚𝑎𝑥 = 9,66 µm für 𝑇 = 300 K.

**Beschreibung der thermischen Umgebung eines Raumfahrzeugs**

Direkte Sonneneinstrahlung, Albedo, vom Planeten emittierte Strahlung, freie molekulare Erwärmung, niedrige Umlaufbahn (periodische Randbedingungen, großer Erdeffekt), hohe Umlaufbahn (nahezu konstante Randbedingungen geringerer Erdeffekt). Alle Wärmelasten sind zeitabhängig!

**Mittelwerte für umweltbedingte Wärmequellen in niedriger Erdumlaufbahn**

Direkte Sonneneinstrahlung 𝑀Sun ≈ 1371 W m−2 , Albedo ≈ 0,3𝑀Sun, Infrarotstrahlung der Erde ≈ 237 W m−2 .

**Benennung der Aufgaben eines Thermalkontrollsystems für Raumfahrzeuge**

* Zur Aufrechterhaltung Temperatur von Subsystemen und Gerätschaften innerhalb vorgegebener Bereiche während der gesamten Einsatzdauer
* Um optimale Leistungen zu garantieren, wenn Gerätschaften/Subsysteme in Betrieb sind
* Um Schäden zu vermeiden, wenn Gerätschaften/Subsysteme nicht in Betrieb sind
* Um (räumliche und zeitabhängige) Temperaturgradienten zwischen Einheiten oder entlang von Strukturelementen zu minimieren
* Bemannte Missionen: Aufrechterhaltung einer angenehmen thermischen Umgebung

**Ein Bild, das Text, Diagramm, parallel, Screenshot enthält.

Automatisch generierte BeschreibungBeschreibung des thermischen Analyseansätzen für Raumfahrzeuge**

**Beschreibung des thermischen Analyseansatzes für Raumfahrzeugs**

Wärmezyklus, thermisches Vakuum, Wärmebilanz, Komponententests (thermische Parameter)

### Fundamental Concepts of Communication in Space

**Was ist ein Kommunikations-Kanal für einen geostationären Kommunikationssatelliten? Skizzieren Sie einen Frequenzplan.**

Ein Kommunikationskanal ist ein Ausschnitt an nutzbaren Frequenzen aus den größeren nutzbaren Frequenzbereichen. Hierbei gibt es eine mittlere Frequenz und eine Bandbreite. Zwischen einzelnen Kommunikationskanälen sind ungenutzte Bereiche (guard bands), die die einzelnen Kanäle trennen. Die verwendeten Frequenzfilter haben üblicherweise keinen scharfen abfall und können so in den ungenutzten guard bands vollständig abfallen.

Ein Bild, das Diagramm, Reihe, Text, Schrift enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

**Warum müssen für Uplink und Downlink verschiedene Frequenzen benutzt werden?**

Findet der Up- und Downlink gleichzeitig statt, so würden sich die Signale gegenseitig stören. Insbesondere da ankommende Signale am Satellit/der Bodenstation wesentlich schwächer sind als gesendete Signale. Aus historischen Gründen ist die Uplink-Frequenz meist höher.

**Was ist Antenna gain/Antennengewinn?**

Die Fähigkeit einer Antenne die Strahlung zu bündeln. Angegeben als Verhältnis des in einer bestimmten Richtung erzeugten Intensität im Vergleich zur Intensität, die ein isotroper Sender erzeugen würde. Der Antennengewinn gilt auch für den Empfang von Signalen. 𝐺 = 10 log 𝐼𝑎𝑛𝑡𝑒𝑛𝑛𝑎 𝐼𝐼𝑠𝑜𝑡𝑟𝑜𝑝𝑟𝑎𝑑𝑖𝑎𝑡𝑜𝑟

**Erklären Sie den Unterschied zwischen linearer und zirkularer Polarisation einer elektromagnetischen Welle.**

* *Linear polarisierte elektromagnetische Welle:* Das elektrische bzw. magnetische Feld haben immer eine konstante Ausrichtung im Raum. Es kann sowohl eine horizontal als auch eine vertikal polarisierte Welle genutzt werden, was den Frequenzbereich effektiv verdoppelt.
* *zirkulare polarisierte elektromagnetische Welle:* Werden zwei linear polarisierte gleichen Wellen, aber um 90◦ verschobene Signale. Es entstehen eine Welle deren Feldausrichtung sich kontinuierlich dreht. Ja nach der Verschiebung der linear polarisierten Wellen zueinander entstehen rechts oder links zirkularisierte Wellen. Der Vorteil ist, dass hier die Orientierung der Empfangsstation nicht wichtig ist, da immer beide Polarisationsrichtungen vorhanden sind, was z.B. bei Satellitentelefonen wichtig ist.

**Listen Sie die Bodenstationen auf, die für den Betrieb eines Satellitennetzes benötigt werden.**

* Feeder Terminals um Daten an den Satelliten zu senden um zu empfangen
* TT&C (Telemetrie, Tracking and Control) um den Satelliten zu steuern (meist redundant ausgeführt)
* Monitoring Terminal um den Status des Satelliten zu überwachen und zu sehen, wer einen Uplink an den Satelliten herstellt.
* Benutzer Bodenstationen (z. B. Satellitenschüssel)

**Welche Gegenden können nicht von einem geostationären Satelliten versorgt werden? Warum?**

Gegenden in hohen Breitengrad, insbesondere die Polarregionen müssen ihre Antennen nahezu horizontal ausrichten. Durch die Atmosphäre oder Gebäude, Berge etc. können die Signale gestört bzw. blockiert werden.

**Betrachten Sie einen Erdbeobachtungssatelliten in niedriger Umlaufbahn mit einer rückläufigen Umlaufbahn mit Inklination 98°. Wo sollte eine Bodenstation für die Abwärtsstrecke positioniert werden und warum?**

Da jeder Umlauf des Satelliten über die Polregionen führt, aber nur an jeweils zwei Stellen am Äquator haben Bodenstationen in der Nähe der Polarregionen den Vorteil, das die Verbindung zum Satellit häufiger/länger möglich ist.

**Welchen Vorteil hat eine Relais-Satellitenverbindung von LEO über GEO zum Boden im Vergleich mit einer direkten Abwärtsverbindung?**

Eine Verbindung mit einer Bodenstation ist länger möglich (fast 50 % des Orbits). Durch den niedrigen Orbit würde eine direkte Verbindung nur kürzer möglich sein.

**Auf welchen Panelen eines geostationären Satelliten können Kommunikationsantennen angebracht werden und warum?**

An dem Nadir Panel, welches nach unten zur Erde zeigt, sowie aufklappbare Antennen an West- und Ost-Panelen. (An den Nord- und Süd-Panelen sind meist die Solarpanele angebracht.)

**Was ist ein Satellitentransponder? Listen Sie die Komponenten , durch die die Radiosignale hindurchgehen, in der richtigen Reihenfolge auf.**

Ein Signalpfad durch die Nutzlast eines Satelliten vom Empfänger bis zum Sender wird als Transponder bezeichnet. Zuerst wird das Signal von der Antenne nach einem breitbandigem Filter in einen Empfänger weitergeleitet, bestehend aus einem Low-Noise-Amplifier (Verstärkung um ca. 40 dB) und Down-Converter (heruntersetzen auf Sendefrequenz). In einer Filterweiche (Input Demultiplexer) werden die Signale in die einzelnen Kanäle aufgetrennt. Jeder Kanal durchläuft einen Kanalverstärker (variable Verstärkung) und danach einen Leistungsverstärker (konstante Verstärkung). Danach durchläuft das Signal einen Isolator und alle Kanäle werden in einer Frequenzweiche kombiniert (Output Demultiplexer). Weiterhin wird ein nicht moduliertes Signal zusätzlich kombiniert. Danach kann das Signal über die Antenne gesendet werden.

**Warum ist es notwendig, beitbandige Signale, die an der Antenne eines Kommunikationssatelliten empfangen werden, in der Frequenz zu demultiplexen, bevor sie wieder zum Boden gesendet werden?**

Hierdurch können insgesamt mehr Daten verarbeitet werden. Durch die zusammengeschaltete Verarbeitung können einige Bauteile gespart werden, da nicht für jeden Kanal ein Bauteil benötigt wird. Weiterhin können die Kanäle individuell verstärkt werden, bevor diese wieder gesendet werden.

**Sie entwerfen eine Kommunikationsnutzlast für einen Erdbeobachtungssatelliten, der im X-Band sendet und 30 W Ausgangsleistung benötigt. Welche Art von Leistungsverstärker sollte benutzt werden und warum?**

Solid State Power Amplifier, da die Leistung ausreicht und dieser ohne linearisierung und schwere Magnete realisierbar ist.

**Betrachten Sie einen Leistungsver- stärker für eine Kommunikationsnutzlast. Was ist höher, Input Backoff (IBO) oder Output Backoff (OBO). Erläutern Sie den Grund.**

Um den nichtlinearen Teil nahe dem Sättigungspunkt eines Verstärkers zu meiden, welcher bei simultan genutzten mehreren Signalen sinkt wird der Verstärker an einem Backoff-Punkt betrieben. Dieser wird durch den Abstand von dem Back-Off-Betriebspunkt zum Sättigungspunkt beschrieben. Wird dies in Form einer Abweichung des Inputs angegeben, so ergibt sich der IBO, als Abweichung des Ausgangs ergibt sich der OBO. Im linearen Teil ist das Verhältnis von Input zu Output 1:1. Bei einem idealen linearen Verstärker wäre also IBO=OBO. Durch die nichtlineare Abflachung wird aber der OBO reduziert (durch die nahe Sättigung sinkt die Ausgangsleistung) und es gilt somit IBO>OBO.

**Schätzen Sie den Gewinn einer kreisförmigen Reflektorantenne in Hauptstrahlrichtung bei Frequenzen von 11GHz und 14GHz. Nehmen Sie einen Wirkungsgrad der Antenne von 𝜈 = 0.75 = 75 % an. 𝐺𝐵𝑆 = 𝜈 (𝜋𝐷) 2 𝜆 2**

Für 11 GHz ergibt sich 9967, also 40 dB. Für 14 GHz ergibt sich 16 143, also 42 dB.

**Warum ist es notwendig, den Telemetrie/Telekommando-Empfänger eines Satelliten stets eingeschaltet zu lassen?**

Dieser muss stets Telecommands vom Control-Center empfangen können, um Lage- und Bahnkorrekturen sowie Ausweichmanöver etc. empfangen zu können. Aufgrund dessen wird auch ein eventuelles Back-up System immer aktiv gehalten, sodass dieses ebenfalls Signal empfangen kann (evtl. mit einer anderen Ausrichtung, falls der Satellit ins Taumeln gerät.).

**Aus welchen Gründen werden die meisten SatellitenKommunikationsnetze unterhalb von etwa 30 GHz betrieben?**

Mit höheren Frequenzen nehmen die Dämpfungswirkungen der Atmosphäre durch die dort vorhandenen Gase sowie vorhandener Regen zu.

**Listen Sie die Faktoren auf, die zu einem Link Budget beitragen.**

* Sendeleistung
* Antennengewinn
* Entfernung zwischen Sender und Empfänger
* Rauschtemperatur am Empfänger
* Art der Modulation
* Kodierung (inklusive Fehlererkennung/Fehlerschutzcodierung)
* Benötigte Verfügbarkeit
* Bitrate
* Trägerfrequenz
* Einflüsse der Atmosphäre (Absorption durch Gase oder Regen etc.)

**Welche Modulationsverfahren gibt es?**

* Amplitudenmodulation
* Frequenzmodulation
* Phasenmodulation

### Human Spaceflight

**Erläutern Sie die drei Imperative für die bemannte Raumfahrt: Verstehen, Vereinigen, Erforschen**

* Verstehen: Wo kommen wie her? Wie ist das Universum entstanden, wie die Sterne, Planeten, etc.?
* Vereinigen: Die bemannte Raumfahrt hat das Potenzial, Nationen, Kulturen und Menschen weltweit zu vereinen. Gemeinsame Projekte (z. B. ISS) fördern internationale Kooperation, Frieden und den Austausch von Wissen und Technologien.
* Erforschen: Der Drang, neue Welten zu entdecken und Grenzen zu überwinden, ist ein grundlegender Teil der menschlichen Natur. Die bemannte Raumfahrt ermöglicht das Vorstoßen in unbekannte Regionen, z. B. den Mars, und sichert langfristig das Überleben der Menschheit durch potenzielle Kolonisierung.

**Drei grundlegende menschliche Fragen: 1. Woher kommen wir? 2. Was wird mit uns in der Zukunft geschehen? 3. Sind wir allein im Universum? Potenzielle Ziele für die bemannte Raumfahrt, um diese Fragen zu beantworten.**

1. Erforschung von Mond, Mars und Asteroiden. Analyse von Gesteinen und Eisvorkommen auf dem Mond und Mars, um die Entstehung des Sonnensystems und der Erde zu verstehen.
2. Aufbau von Kolonien außerhalb der Erdatmosphäre (Weltraumstation, Mondbasis, Mars-Kolonie)
3. Suche nach Leben auf anderen Himmelskörpern

**Vorteile/Nachteile der bemannten gegenüber der robotischen Raumfahrt**

Ein Bild, das Text, Screenshot, Schrift enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

**Grundlegende Geschichte der bemannten Raumfahrt (frühere Missionen und Raumstationen)**

**Frühere Missionen:**

*12. April 1961:* Erster Orbitalflug (108 min) von Yuri Gagarin

*5. Mai 1961:* Erster Amerikaner im Weltraum (Suborbital, 15 min) von Alan Shepard

*18. März 1965:* Erster EVA von Alexei Leonow (und Pawel Beljajew)

*21. Dezember 1968:* Apollo 8 wird der erste Flug um den Mond (Frank Borman, James Lovell, William Anders)

*16. Juli 1969:* Erster Mensch auf dem Mond durch Apollo 11 (Neil Armstrong, Buzz Aldrin, Micheal Collins)

*7. Dezember 1972:* Letzter bemannter Flug zum Mond durch Apollo 17 (Harrison Schmitt, Eugene Cernan, Ronald Evans)

**Frühere Raumstationen:**

*19. April 1971:* Salyut 1 wird die erste Raumstation (USSR), 175 Tage im Orbit und davon 24 Tage bemannt

*14. Mai 1973:* Skylab wird erste (und letzte) rein amerikanische Raumstation, 2249 Tage im Orbit und davon 171 Tage bemannt

*19. April 1982:* Salyut 7 wird als letzte Raumstation des Salyut Programms ins All gestartet

*28. November 1983:* Spacelab wird an Bord der Space Shuttle Mission STS-9 das erste Mal gestartet

*19. Februar 1986:* MIR-Raumstation wird in Betrieb genommen (Deorbit am 23. Mai 2001)

**Aktueller Status der bemannten Raumfahrt (aktuelle Stationen und private Missionen)**

**Internationale Raumstation**

* Orbit Details:
  + Height: ~ 400km
  + Inclination: 51,6°
  + Orbital Period: 93 min
* Characteristics:
  + Volume: 916 m^3
  + Mass: 440 t
  + Costs: $150 Billion
* First module 20th Nov 1998
* First Crew 11th Feb 2000
* Expected operations until 2030

**Tiangong**

* Orbit Details:
  + Height: 340 – 420km
  + Inclination: 41,6°
  + Orbital Period: 92 min
* Characteristics:
  + Volume: 50 m^3 (2021)
  + Mass: 22,5 t (2021)
* Start of Operations: 21st April 2021
* Next Modules: 2 Science Modules in 2022, Space Telescope in 2024

**Aktuelle Pläne für die bemannte Raumfahrt (von ISECG, Artemis, Gateway, ….)**

**Kommerzielle Raumfahrt**

* SpaceX Dragon 2
* Virgin Galactic SpaceShipTwo
* Blue Origin New Shepard
* Polaris Programm
* Axiom Space

**ISECG (International Space Exploration Coordination Group):**

* Überblick: Ein Zusammenschluss von 26 Weltraumagenturen (z. B. NASA, ESA, Roskosmos) zur globalen Koordination der Raumfahrt.
* Global Exploration Roadmap:
  + Fokus auf Mondmissionen, Mars-Erkundung und Aufbau einer langfristigen internationalen Kooperation.
  + Unterstützung von Programmen wie Artemis und Gateway.

**Artemis-Programm (NASA):**

* Ziel: Menschen dauerhaft auf dem Mond stationieren und den Weg für Marsmissionen ebnen.
* Komponenten:
  + Artemis I: Unbemannte Testmission (2022, erfolgreich).
  + Artemis II: Erste bemannte Mondumlaufmission (geplant für 2024).
  + Artemis III: Landung der ersten Frau und des nächsten Mannes auf dem Mond (geplant für 2025).
* Langfristig: Aufbau einer nachhaltigen Mondbasis (Artemis Base Camp).

**Lunar Gateway:**

* Überblick: Ein im Bau befindlicher Weltraumaußenposten im Mondorbit.
* Funktionen:
  + Drehkreuz für bemannte Missionen zum Mond und darüber hinaus (Mars).
  + Wissenschaftliche Forschung, Unterstützung von Mondlandungen und Test neuer Technologien.
* Internationale Partner: NASA, ESA, Roskosmos, JAXA, CSA.

### Life Support Systems for Crewed Spacecraft

(Qualitative Fragen: Es werden keine spezifischen Zahlenwerte abgefragt)

**Was versteht man unter einem “Lebenserhaltungssystem” in der Raumfahrt?**

Ein System, das „die notwendigen Techniken entwickelt, um die biologische Autonomie des Menschen zu gewährleisten, wenn er von seiner ursprünglichen Biosphäre isoliert ist, d. h. um der Besatzung eines Raumschiffs, einer Raumstation oder einer Planetenbasis jeder Art eine kontrollierte und physiologisch akzeptable Umgebung zu bieten.“

**Was ist die kritischste Funktion eines Lebenserhaltungssystems bezogen auf das Überleben?**

Druckverlust

Ein Bild, das Text, Screenshot, Schrift enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

**Welche 5 Hauptaufgaben hat ein Lebenserhaltungssystem?**

* Atmosphären-Management
* Wassermanagement
* Lebensmittelmanagement
* Abfallmanagement
* Sicherheit

**Wie werden Komponenten eines Lebenserhaltungssystems klassifiziert / eingeordnet?**

* Komponenten: Physikalisch-chemisch, hybrid, biologisch
* Autarkizität: offen, teilweise geschlossen, geschlossen

**Welche Vor- und Nachteile haben physikalisch/chemische und biologische Systeme?**

Physikalische/chemisch:

+ Bereits gut verstanden

+ Kompakt

+ Wartungsarm

+ Schnell

- Keine Lebensmittelproduktion

Biologisch:

+ Lebensmittelproduktion

- Weniger gut verstanden

- Voluminös

- Wartungsintensiv

- Keine Lebensmittelproduktion

**Welche Vor- und Nachteile haben offene gegenüber geschlossenen Systemen?**

Offen

* Einfache Technik
* Geringe Systemmasse
* Hoher Nachschubbedarf

Geschlossen

* Minimierung des Nachversorgungsbedarfs
* Komplexe Technik
* Hohe Systemmasse
* Hoher Energiebedarf

**Welcher Stoffkreislauf muss geschlossen werden, um eine möglichst große Reduktion der Nachschubmasse zu erreichen?**

Der Wasserkreislauf muss geschlossen werden.

**Warum ist es wichtig, die Luftfeuchtigkeit an Bord eines Raumschiffs zu kontrollieren?**

Wasser kann sich ansammeln und Systeme in ihrer Funktion beeinträchtigen oder gar beschädigen (Kurzschlüsse, Korrosion). Des Weiteren gefährdet zu niedrige oder zu hohe Luftfeuchtigkeit die Gesundheit der Crew.

**Welche Vor- und Nachteile besitzen Algen gegenüber normalen Pflanzen in einem Lebenserhaltungssystem?**

* Höherer Ernte-Index (ca. 90 %)
* 5-10 mal höhere Produktivität der Biomasse
* Geringerer Wasserbedarf
* Höhere Lichtausbeute
* kann nur etwa 30 % unserer Nahrung ersetzen.

**Welche Hauptschritte erfolgen für die Auslegung von Lebenserhaltungssystemen?**

1. Identifizieren der relevanten Neben- und Randbedingungen
2. ECLSS-Anforderungen ableiten
3. Ableitung der benötigten ECLSS-Funktionen
4. Identifizieren von Schlüsseltechnologien, die ECLSS-Funktionen erfüllen
5. Entwerfen verschiedener ECLSS-Konzepte
6. Identifizieren der Bewertungskriterien und Designtreiber
7. Bewerten der ECLSS-Konzepte (Trade-Off) 8. Erarbeiten eines ECLSS-Konzept

**Benennen Sie qualitative und quantitative Auslegungskriterien für Lebenserhaltungssysteme!**

Qualitativ

* Sicherheit
* Verlässlichkeit
* Technologischer Stand

Quantitativ

* Systemmasse
* System-Volumen
* Masse des Nachschubs

**Welche Schnittstellen bzw. Verknüpfungsmöglichkeiten zwischen Lebenserhaltungssystemen und anderen Subsystemen eines Raumfahrzeugs sind denkbar?**

* Environmental Control and Life Support System (ECLSS), Electrical Power System (EPS) und Attitude and Orbit Control System (AOCS) mit einer gemeinsamen Infrastruktur für H2, O2 und H2O
* Elektrolyse + Brennstoffzelle = Regeneratives Brennstoffzellensystem
* Unter Druck stehender Lebensraum erhöht Struktursteifigkeit

**Welche Haupteffekte hat die menschliche Präsenz im Weltraum auf die Auslegung eines Raumfahrzeugs (außer der Notwendigkeit eines Lebenserhaltungssystems)?**

* Erhöhung von EPS, TCS, Volumen und Struktur, AOCS und Kommunikation
* Höhere Sicherheitsanforderungen für Antrieb, Trägerrakete und Wiedereintritt

**Ein Diagramm eines anderen Sauerstoffgehalts

Beschreibung wird automatisch mit mittlerer Zuverlässigkeit generiertAuch klausurrelevant:**

### Basics of Launchers and Space Vehicle Propulsion

**Wie lautet die Raktengrundgleichung?**

mit:

= Charakteristische Geschwindigkeitsänderung

= effektive Austrittsgeschwindigkeit

= Gesamtmasse am Anfang

= Gesamtmasse nach Brennschluss

**Für welche Einsätze werden Raumfahrtantriebe benötigt?**

* Start
* Platzierung im Orbit
* Lage und Bahnregelung
* Ausgleich von Störungen
* Bahnänderungen

**Welche beiden grundsätzlichen Möglichkeiten gibt es für die Bahnänderung von Raumflugkörpern?**

* Reaktionsantriebe (Basierend auf dem Rückstoßprinzip, wie Raketen- oder Ionenantriebe)
* System ohne Reaktionsmasse (Basierend auf der Interaktion mit z. B. Magnet- oder Gravitationsfeldern, Strahlung, Atmosphäre, etc.)

**Wie hoch ist der Zugewinn an Δ𝑣 bei einem Start am Äquator?**

Die Drehgeschwindigkeit der Erde beträgt dort etwa 𝑣 = 463 m/s, was dem Geschwindigkeitsgewinn (für passende Orbits nach Osten) entspricht.

**Wie hoch ist das typischerweise benötigte Δ𝑣 für eine Mars-Rückkehrmission?**

Ungefähr ≥ 25 km/s .

**Welche typischen Anforderungen werden i.A. an Raumfahrtantriebe gestellt?**

* Zum Starten muss die Erdbeschleunigung überwunden werden.
* Verschiedene Schublevel
  + Minimaler Schub für feine Lageregelungen
  + Geringer Schub für Bahnregelung
  + Sehr hoher Schub für Raketenstarts
* Steuerbarer Schub
* Angepasst an die Atmosphärenbedingungen.

**Ein Trägersystem weist einen Nutzlastanteil von 1% bei einem Strukturanteil von 7% auf. Wie hoch wäre Nutzlastanteil, wenn der Strukturanteil um 1%-Punkt reduziert werden könnte?**

2 % (Der übrige Strukturanteil kann von der Nutzlast aufgebraucht werden)

**Wie hoch ist das typische Antriebsvermögen einstufiger Systeme?**

Es kann ein Δ𝑣 von ca. 8 km s−1 bis 9,5 km/s erreicht werden.

**Welche typischen Antriebskonzepte gibt es in der Raumfahrt?**

* Chemische Antriebe
* Elektrische Antriebe
* Alternative Antriebe
* Hybride Antriebe

**Welchen prinzipiellen Nachteil hat Wasserstoff für Trägersysteme, welchen für Orbitalsysteme?**

Erfordert die kryogene Lagerung. Die Dichte ist vergleichsweise gering und erfordert daher erhöhte Strukturmassenanteile. Weiterhin ist Wasserstoff nur schwer lagerbar und diffundiert durch die Behälter. Gerade in Orbitalsystemen geht so der Treibstoff über längere Zeit verloren.

**Warum werden Raumfahrttriebwerke oftmals mit Brennstoffüberschuss betrieben?**

Die Verbrennung erfolgt bei geringeren Temperaturen, was die Materialbelastung senkt. Weiterhin kann ein Kühlfilm aus dem relativ kühlen Arbeitsgas der Turbopumpen in der Expansionsdüse zum Einsatz kommen. So kann auch eine übermäßige Oxidation des Materials im Triebwerk verhindert werden. Ist der Brennstoff Wasserstoffreich, so hat dieser eine geringe molekulare Dichte, was für die Effektivität von Vorteil ist. Eine Abweichung vom idealen stöchiometrischen Verhältnis verringert die mittlere molekulare Dichte und erhöht (innerhalb gewisser Grenzen) die gesamte Effektivität des Antriebs.

**Nennen Sie typische Brennstoff-Oxidator-Kombinationen für Raumfahrtantriebe!**

* Sauerstoff - Wasserstoff (H2)
* Sauerstoff - Kerosin (RP-1)
* Distickstofftetroxid (N2O4) - Hydrazin (N2H4) oder Dimethylhydrazin (C2H8N2)

**Welche Subsysteme sind für die Betrachtung von Raumfahrtantrieben von Bedeutung?**

* Brennstoff und Oxidator
* Tanks
* Treibstoffförderung
* Einspritzung und Zündung
* Brennkammer (Kühlung)
* Schubvektorsteuerung
* Sensorik
* Strömungsmechanik
* Thermodynamik

**Welche Arten von elektrischen Raumfahrtantrieben gibt es? Worin unterscheiden sie sich?** *Electrothermal thrusters* Ähnlich wie chemische Antriebe, allerdings wird das Gas hier elektrisch geheizt und es treten i. A. höhere Temperaturen als bei chemischen Antrieben auf. Dies resultiert in einer höheren Austrittsgeschwindigkeit und einem höheren spezifischen Impuls.

*Resistorjet* Die Aufheizung erfolgt über Widerstände.

*Arcjet* Das Gas wird durch einen Lichtbogen geführt und dadurch aufgeheizt.

*Magnetoplasmadynamische* *Antriebe* Hier wird für den Antrieb ein Magnetfeld in kombination mit einem elektrischen Feld genutzt.

*Self field accelerator* Die Düse agiert hier als Anode. In der Mitte der Düse ist eine Kathode angebracht. Durch das Anlegen von Strom wird das in der Düse befindliche Gas ionisiert und Stromfluss ist möglich. Durch das so zusätzlich zu dem elektrischen Feld anliegende Magnetfeld durch den Stromfluss werden die geladenen Teilchen beschleunigt.

*External field accelerator* Hierbei wird zusätzlich ein externes Magnetfeld generiert.

*Hall effect accelerator* Nutzt den Hall-Effekt, um Ionen zu beschleunigen und Schub zu erzeugen.

*Electrostatic thrusters* Hier werden elektrisch geladene Teilchen in einem elektrostatischen Feld beschleunigt.

*Ion thrusters* Die elektrisch geladenen Teilchen liegen hier als Plasma vor, welches durch Hochfrequenz oder Gleichstromentladung generiert wird.

*Field emission thrusters* Die geladenen Teilchen werden durch starke Felder direkt aus einer Flüssigkeitsoberfläche heraus beschleunigt.

*Hybrid thrusters*

*Water electrolysis thrusters* Hier wird Wasser mithilfe elektrischer Energie in einer Elektrolyse aufgespalten und der Entstehende Wasser- und Sauerstoff wird wie in chemischen Triebwerken verwendet.

**Welchen Treibstoff würden Sie (idealerweise) für einen Resistojet wählen? Warum?**

Beliebige im 𝑇-Bereich gasförmige Stoffe (z. B. Bioabfälle).

**Warum ist der Strukturmassenanteil von elektrischen Antriebssystemen oftmals wesentlich höher als der von chemischen Antrieben?**

Die Antriebe müssen die elektrische Energie auch generieren. (Solarpanele, Generator etc.)

**Welche Möglichkeiten gibt es zur Nutzung der Weltraumumgebung/Umweltfaktoren für Antriebszwecke?**

*Gravity-Assist-Manöver* Bahnänderung durch Gravitationsfeld eines Himmelskörpers

*Aerobrake-Manöver* Wechselwirkung mit der Atmosphäre eines Himmelskörpers

*Sonnensegel* Nutzung des Strahlungsdruckes der Sonne Lichtsegel Transfer von Energie/Impuls über eine Lichtquelle auf der Erde/im Erdorbit.

*Magnetsegel* Statisches Magnetfeld (evtl. mit Protoneninjektion aufgebläht) lenkt geladene Teilchen im Sonnenwind ab

*Gravitationsgradient* Nutzung des Gravitationsgradienten mit z. B. Tethers

**Welche nuklear basierten Antriebsmöglichkeiten wären denkbar?**

* Radioisotope Raketen
* Nuklearthermale Raketen
* Gaskernreaktoren

**Warum ist der Bussard-Ramjet ein kaum realisierbares Konzept?**

Es soll Wasserstoff als Treibstoff aufgesammelt werden. Dies ist in ausreichenden Mengen und den hierfür notwendigen gigantischen Dimensionen bereits komplex. Weiterhin ist für die Nutzung von ausschließlich Wasserstoff als Treibstoff ein Fusionsreaktor notwendig

**Erläutern Sie die grundlegenden Leistungsanforderungen für Raumfahrtantriebe.**

* -Bedarf (z.B.: 9 bis 10 km/s für LEO, Rückkehr vom Mond 16 bis 25 km/s)
* : Schub > Gewicht
* Art der benötigten Manöver (impulsiv oder kontinuierlich)
* Größe des Minimalschubs wichtig für Lageregelung

**Beschreiben Sie die Raketengleichung**

bzw.

**Beschreiben Sie das Stufenprinzip bei Raketen.**

* Nicht mehr benötigte Strukturmasse kann abgeworfen werden
* Bei einer mehrstufigen Rakete steigt das Δv linear mit der Stufenzahl an, der Nutzlastanteil nimmt jedoch exponentiell ab.
* Bei einer mehrstufigen Rakete mit chemischem Treibstoff ist das Δv bei einem Nutzlastanteil von > 0,1 % auf etwa 16 − 17 km/s begrenzt.

### Unperturbed Orbital Motion

**Navigation** – „Where am I?“

**Guidance** – „Where do I want to be?“

**Control** – „How do I get there?

**Grundlegende Koordinatensysteme:**

* Kartesisches Koordinatensystem: Ein **kartesisches Koordinatensystem** ist ein Bezugssystem, das durch senkrecht zueinander stehende Achsen (meist x-, y- und z-Achse) definiert wird, um die Position eines Punktes im Raum durch Zahlenwerte (Koordinaten) anzugeben. Es wird definiert durch den Ursprung, die Basisebene und die senkrecht aufeinander stehenden 3 Achsen
  + Der Ursprung eines kartesischen Koordinatensystems definiert den Typ:
    - Baryzentrisch (Ursprung liegt im gemeinsamen Mittelpunkt von n Gravitationsfeldern)
    - Heliozentrisch (im Gravitationsmittelpunkt der Sonne)
    - Geozentrisch (im Gravitationsmittelpunkt der Erde)
    - Topozentrisch (im Punkt des Beobachters)

**Equinox (Tagundnachtgleiche):**

Die Zeit, wenn die Sonne am Schnittpunkt von Ekliptik und Himmelsäquator steht. Zu dieser Zeit sind Tag und Nacht an allen Orten der Erde gleich lang.

Vernal (im Frühling); Autumnal (im Herbst)

**Earth-Centered-Inertial (ECI)**

Das erdzentrierte Trägheitssystem (ECI) hat seinen Ursprung im Erdmittelpunkt und die Basisebene ist der Erdäquator. Die I- Achse zeigt in Richtung der Frühlingstagundnachtgleiche, die 𝑲-Achse zeigt in Richtung des Nordpols zum Zeitpunkt 1. Januar 2000, 12:00 UTC. Die 𝑱-Achse vervollständigt das Rechtssystem und befindet sich in der Äquatorebene. Das ECI-System wird zur numerischen Integration der nichtlinearen Raumfahrzeugdynamik verwendet. (Wird auch als geozentrisches äquatoriales Koordinatensystem des mittleren Äquators und der Tagundnachtgleiche von J2000 (EME2000) bezeichnet.)

Eine **Epoche** (ein bestimmtes Datum und eine bestimmte Uhrzeit) wird in der Definition des **ECI-Koordinatensystems** angegeben, da sich die Orientierung der Erde durch **Präzession**, **Nutation**, **Polbewegung** und die leicht variable **Erdrotation** über die Zeit verändert. Die Epoche (z. B. **J2000.0**) gibt eine standardisierte Orientierung der Erdachsen und des Himmelsäquators zu einem bestimmten Zeitpunkt an, um Konsistenz in Berechnungen zu gewährleisten.

**Earth Centred Earth Fixed (ECEF)**

Das erdzentrierte, erdfeste (ECEF) Bezugssystem, das sich mit der Erde dreht, hat seinen Ursprung im Erdmittelpunkt und die Basisebene ist der Äquator der Erde. Die -Achse zeigt in Richtung des Nullmeridians (Greenwich) und die -Achse zeigt in Richtung des Nordpols. Die -Achse vervollständigt das Rechtssystem und befindet normal auf der Äquatorebene. Das ECEF-System wird zur Verfolgung der Satellitenumlaufbahnen und in Satellitennavigationssystemen zur Messung von Standorten auf der Erdoberfläche verwendet.

**Local-Vertical-Local-Horizontal (LVLH)**

Der Local-Vertical-Local-Horizontal (LVLH)-Rahmen hat seinen Ursprung im Schwerpunkt des Satelliten und die Basisebene ist die Orbitalebene. Die x-Achse zeigt vom Erdmittelpunkt entlang des Positionsvektors . Die y-Achse ist senkrecht zu und zeigt in die Richtung der Geschwindigkeit (nicht parallel). Die z-Achse ist senkrecht zur Orbitalebene. Wird für eine anschauliche Beschreibung der relativen Bewegung des Raumfahrzeugs oder zur Beurteilung der Auswirkungen störender Kräfte verwendet.

**Längengrad und geozentrischer Breitengrad**

* Der geozentrische Breitengrad 𝜙 ist der Winkelzwischen der Äquatorebene und der geraden Linie, die durch diesen Punkt und durch den Erdmittelpunkt verläuft!
* Der Längengrad 𝜆 ist der Winkel östlich oder westlich eines Referenzmeridians zu einem anderen Meridian, der durch diesen Punkt verläuft. Der Meridian des Britischen Royal Observatory in Greenwich, England, ist der internationale Nullmeridian.

Ein Bild, das Text, Kreis, Diagramm, Reihe enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Azimuth und Elevation (Höhenwinkel)**

**Wie lautet die Bewegungsgleichung für ein 2-Körper-Problem, wie für ein 1-Körper-Problem?**

Allgemein gilt:

*2-Körper-Problem*

*1-Körper-Problem*

Ein Bild, das Text, Diagramm, Reihe, Kreis enthält.

Automatisch generierte BeschreibungWie lauten die 6 klassischen Bahnelemente?

* 𝑎 Länge der großen Halbachse
* 𝑒 numerische Exzentrizität
* 𝑖 Bahnneigung, Inklination
* Ω Länge/Rektaszension des aufsteigenden Knotens
* 𝜔 Argument der Periapsis, Periapsisabstand
* 𝜃 Wahre Anomalie. Position der Satelliten relativ zur Periapsis zu einem bestimmten Zeitpunkt

**Wie ist das Bahnelement Aufsteigender Knoten definiert?**

Der Winkel vom Frühlingspunkt bis zum Schnittpunkt der Bahnebene mit der Referenzebene (Equatorialebene) (von Süd nach Nord).

**Welche Störterme müssen in der Bewegungsgleichung beim 3-KörperProblem berücksichtigt werden?**

Ein Bild, das Text, Schrift, Reihe, Handschrift enthält.

Automatisch generierte BeschreibungDie Abweichungen durch den zusätzlichen Körper müssen ausgeglichen werden. Für einen Satelliten , der um die Erde kreist, ergibt sich unter der Beachtung der Sonne

**Wie sind die kosmischen Geschwindigkeiten definiert?**

1. *Kosmische Geschwindigkeit* Notwendige Geschwindigkeit für einen niedrigen Orbit um den Himmelskörper. (Für die Erde gilt )
2. *Kosmische Geschwindigkeit* Notwendige Geschwindigkeit für um eine Parabelförmige Bahn zu erreichen, also dem Himmelskörper zu entkommen. (Für die Erde gilt )
3. *Kosmische Geschwindigkeit* Notwendige Geschwindigkeit, um der Sonne und dem Himmelskörper zu entkommen. (Für die Erde gilt )

Anmerkung: 10 % bis 15 % können für atmosphärische Reibung und andere Verluste addiert werden.

**Wie wird allgemein das benötigte Δ𝑣 für ein impulsives Bahnänderungsmanöver berechnet?**

An dem Punkt der Änderung ergibt sich (vektoriell). Wobei die Geschwindigkeit vor dem Manöver und die gewünschte Geschwindigkeit nach dem Manöver ist.

**Wie hoch ist das benötigte Δ𝑣 für einen impulsiven Übergang von einer äquatorialen zu einer polaren Bahn im LEO?**

**Warum ist das benötigte Δ𝑣 für einen Hohmann-Transfer LEO → GEO höher als das Δ𝑣 für einen Transfer LEO → ∞?**

Der Treibstoff zum zweiten Bahnmanöver zum Einschwenken in den Zielorbit musste zuerst auf die höhere Bahn angehoben werden. Dies wäre bei einer parabolischen Bahn nicht notwendig. Je nach den Daten des Start- und Zielorbits kann es dazu kommen, dass das Δ𝑣 die Fluchtgeschwindigkeit (von LEO) übersteigt.

**Warum ist das Schubniveau bei der Betrachtung von Bahnänderungsmanövern von Bedeutung?**

Um zu bestimmen, ob das benötigte in ausreichend kurzer Zeit dem Satelliten zugeführt werden kann, ist das Schubniveau von Bedeutung.

**Welchen qualitativen Einfluss hat die Notwendigkeit von Gravity-Assist-Manövern auf ein Missionsdesign?**

Die Missionsdauer erhöht sich. Aus diesem Grund müssen die Subsysteme entsprechend für lange Lebenszeit ausgelegt werden. Bei den Startfenstern muss die Stellung der Planeten, an denen das GA-Manöver durchgeführt werden, berücksichtigt werden. Dadurch wird das Startfenster eingeschränkt.

**Was versteht man unter einem Aerobrake-Manöver?**

Ein Bremsmanöver, bei dem die Atmosphäre des Planeten zum Abbremsen genutzt wird.

**Wie hoch sind die typischen Missionsdauern von Mars-Rückkehrmissionen inklusive Landung auf dem Mars? Warum?**

Die Transferzeit für einen Hohmann-Transfer beträgt ca. 260 Tage. Die dafür notwendige Anordnung von Erde und Mars wiederholt sich nur alle 780 Tage. Die notwendige Anordnung für den Mars öffnet sich erst etwa. 516 nach der Landung auf dem Mars. Der Rückflug dauert weitere 191 Tage. Somit ergeben sich insgesamt 942 Tage. [Durch die Exzentrizität des Erd- und vor allem Marsorbits, liegen die Hohmanntransferzeiten zwischen 6 und 8 Monaten]. Durch einen Fly-By an der Venus bei dem Rückflug kann dieser früher durchgeführt werden und die Missionsdauer verkürzt sich auf 570 Tage. Diese Variante resultiert zusätzlich in einem höheren Treibstoffbedarf.

**Ein Bild, das Text, Schrift, Reihe, weiß enthält.

Automatisch generierte BeschreibungKennen Sie die verschiedenen Arten von Umlaufbahnen und ihre jeweiligen Eigenschaften (Kegelschnitte).**

**Ein Bild, das Text, Screenshot, Diagramm, Reihe enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**

**Ein Bild, das Diagramm, Screenshot, Kreis, Text enthält.

Automatisch generierte BeschreibungLernen Sie, Umlaufbahnen anhand der Keplerschen Elemente anschaulich zu definieren.**

**Ein Bild, das Text, Karte enthält.

Automatisch generierte BeschreibungVerstehen Sie den Zusammenhang zwischen der Orbitgeometrie und der daraus resultierenden Bodenspur**

### Perturbed Orbital Motion

*Zur Erinnerung:* Ungestörte Orbitalbewegung (unperturbed orbital motion) beschreibt die Bewegung, die nur vom zentralen Gravitationsfeld dominiert wird (kugelsymmetrisch). Eine ungestörte Umlaufbahn ist ein Kegelschnitt mit konstanten Bahnelementen: 𝑎, 𝑒, 𝑖, Ω, 𝜔 = const.

Eine **gestörte Orbitalbewegung (perturbed orbital motion)** ist wiederum das Ergebnis der Einflüsse störender Kräfte, die zusätzlich zur Kraft des zentralen Gravitationsfelds auf ein Raumfahrzeug wirken.

Beispiele für störende Beschleunigungen:

1. Inhomogene Massenverteilung der Erde
2. Aerodynamischer Widerstand
3. Gravitationsanziehung von Drittkörpern
4. Solarer Strahlungsdruck

Ein Bild, das Entwurf, Reihe, Diagramm enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Ein Bild, das Text, Screenshot, Schrift, Zahl enthält.

Automatisch generierte BeschreibungWie verändern sich die Keplerschen Elemente im Laufe der Zeit aufgrund allgemeiner störender Beschleunigungen?**

**Welchen Störbeschleunigungen ist ein Satellit ausgesetzt, woher kommen sie und welche Arten von Änderungen erzeugen sie an den Kepler-Elementen?**

* Inhomogene Massenverteilung der Erde (J2 – J4):
  + Die zonalen Variationen des Gravitationspotentials der Erde.
* Luftwiderstand:
  + Die Kraft, die durch die Wechselwirkung zwischen atmosphärischen Partikeln und Satelliten entsteht.
* Kräfte dritter Körper:
  + Die Gravitationskraft von Mond und Sonne.
* Solarer Strahlungsdruck (SRP):
  + Ein Bild, das Text, Screenshot, Reihe, Diagramm enthält.

    Automatisch generierte BeschreibungDie Kraft, die durch den Aufprall von Sonnenlichtphotonen auf die Oberfläche des Raumfahrzeugs entsteht.

**Inhomogene Massenverteilung der Erde:**

* quantifiziert die Haupteffekte der Abplattung auf die Umlaufbahn (die äquatoriale Ausbuchtung; ).
* ist fast 1.000-mal größer als alle anderen Koeffizienten.

-> Stellt den größten Störeffekt eines Satelliten in erdnaher Umlaufbahn dar!

**Atmosphärischer Widerstand:**

Die Wechselwirkung mit den restlichen atmosphärischen Partikeln verzögert die Bewegung des Satelliten.

* Gas in der Thermosphäre ist kein Kontinuum mehr, sondern ein verdünntes Gas -> freie molekulare Strömung
* Die Aerodynamik von Raumfahrzeugen unterscheidet sich wesentlich von der Aerodynamik von Flugzeugen -> unterschiedliche Strömungsregime

->

Wichtig: Die Atmosphärische Dichte und damit der Widerstand ist abhängig von der Sonnenaktivität, welche eine Zykluszeit von 11 Jahren besitzt.

* Die Stärke der atmosphärischen Störkraft (perturbing force) ist stark abhängig von:

1. Den Umgebungsbedingungen (beeinflusst durch das aktuelle Weltraumwetter, Orbitdesign, Epoche, …);
2. Dem Satellitendesign.

* Die Stärke der atmosphärischen Widerstandskraft bestimmt maßgeblich die Lebensdauer eines Satelliten in der LEO!
* Eine Vorhersage der Kraft ist mit einem hohen Maß von Unsicherheit behaftet!

**Solar Radiation Pressure**

* Der solare Strahlungsdruck (solar radiation pressure (SRP)) ist die Kraft, die durch den Aufprall von Sonnenlichtphotonen auf die Oberfläche des Raumfahrzeugs erzeugt wird.
* Per Definition wirkt die Störkraft immer entlang des Vektors zwischen Sonne und Satellit.
* In Höhen über 800 km überwiegt der Einfluss des solaren Strahlungsdrucks den Luftwiderstand.

**Third Body**

* Die Bewegung eines Satelliten ist kein „Zweikörperproblem“!
* Satelliten erfahren die Gravitationskraft der Sonne, des Mondes und der anderen Planeten.
* Die Umlaufbahnbeziehung ist komplex und zeitabhängig.

Merken:

* Dritte Körper erzeugen im Allgemeinen Störkräfte außerhalb der Ebene;
* Säkulare Variationen treten bei RAAN (Right Ascension of the Ascending Node) und dem Perigäum-Argument auf!
* Das Verhältnis der säkularen Effekte des Mondes zu denen der Sonne beträgt ~2.

**Effects of Atmospheric Drag on the Satellite Orbit**

Wichtige Fakten:

* Durch den Luftwiderstand wird kinetische Energie in Wärme umgewandelt, was zu einer Verringerung der Größe und Exzentrizität der Umlaufbahn führt.
* Aufgrund der exponentiellen Abnahme der Dichte mit der Höhe ist der Luftwiderstand in einer elliptischen Umlaufbahn im Perigäum am stärksten.
* Er bewirkt, dass alle erdnahen Objekte spiralförmig nach unten abdriften und schließlich in die dichtesten Schichten der Atmosphäre wieder eintreten.
* Gegen Ende der Lebensdauer, wenn die Umlaufbahn nahezu kreisförmig wird, beschleunigt sich die Abnahmerate der großen Halbachse der Umlaufbahn schnell auf über 30 km/Tag, da die Dichte und der Luftwiderstand entlang der Flugbahn schnell zunehmen.

**Lifetime of a satellite**

Ein Bild, das Text, Schrift, Screenshot, Reihe enthält.

Automatisch generierte BeschreibungBei einer Kreisumlaufbahn kann die Lebensdauer eines Satelliten (in Sekunden) wie folgt geschätzt werden:

Faustregel:

Eine Erhöhung der Umlaufbahnhöhe im LEO um 10 % verdoppelt ungefähr die Umlaufdauer.

**Wie wirkt sich die Äquatorialwölbung (quantifiziert durch ) auf die Umlaufbahn des Satelliten aus?**

Ein Bild, das Text, Schrift, Quittung, Reihe enthält.

Automatisch generierte BeschreibungDie Haupteffekte auf die Umlaufbahn des Satelliten sind die säkularen Bewegungen des aufsteigenden Knotens Ω und des Perigäums . Es treten keine säkularen Effekte bei a, e und i auf.

Wichtige Fakten:

* Bei polaren Umlaufbahnen (𝑖 = 90°) verschwinden alle Säkular- und Periodenterme für Ω und 𝑖 und die Umlaufebene bleibt erhalten!
* Periodische Variationen treten bei allen Umlaufelementen auf, verursacht durch alle Harmonischen.
* Der Störungseffekt wird mit größerer Halbachse 𝑎 kleiner.

**Ist die Knotenpräzession (nodal precession) gut oder schlecht für eine Mission?**

* Für einige Missionen kann es vorteilhaft sein, eine Umlaufbahnform und -ausrichtung zu haben, die frei von säkularen Störungseffekten ist.
* Für andere Missionen, z. B. Fernerkundung in LEO, sind Umlaufbahnen erwünscht, die mit der Erdrotation synchronisiert sind.

Ein Bild, das Text, Diagramm, Reihe, Screenshot enthält.

Automatisch generierte Beschreibung-> Die Knotenpräzession kann genutzt werden, um eine solche Synchronisation zu erreichen!

Ein Bild, das Text, Schrift, Screenshot, Diagramm enthält.

Automatisch generierte BeschreibungEin Bild, das Text, Schrift, Reihe, weiß enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Sun-synchronous orbits (SSOs)**

* Sonnensynchrone Umlaufbahnen (SSOs) sind Umlaufbahnen, die im Laufe eines Jahres eine konstante Ausrichtung der Umlaufebene zur Sonne beibehalten.
* In diesem Fall ist der sogenannte Sonnenwinkel, also der Winkel, in dem das Sonnenlicht auf die Umlaufebene trifft, im Laufe des Jahres konstant.
* Da sich die Erde um die Sonne dreht, bedeutet Sonnensynchronität, dass sich die Umlaufbahn innerhalb eines Jahres (365,25 Tage) um 360° drehen muss.
* Ein konstanter Sonnenwinkel kann durch die Anwendung des Knotenregressionseffekts erreicht werden

**Wenn Sie zusätzlich den Effekt des Luftwiderstands berücksichtigen, welche Probleme ergeben sich in Bezug auf einen SSO?**

**Was ist der Hauptunterschied zwischen der Richtung der Knotenpräzession der ISS und einer kreisförmigen SSO?**

### Orbital Manoeuvres and Interorbital Transfers

**One-Impulse Manoeuvres**

Ein Bild, das Kreis, Astronomisches Objekt, Raum, Planet enthält.

Automatisch generierte BeschreibungDer Geschwindigkeitsimpuls ∆𝑣 ändert den Geschwindigkeitsvektor 𝑣 augenblicklich, ändert jedoch nicht den aktuellen Radiusvektor 𝑟!

Ein Bild, das Diagramm, Text, Kreis, Reihe enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

Ein Bild, das Kreis, Astronomisches Objekt, Raum, Universum enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

Ein Bild, das Text, Reihe, Schrift, Diagramm enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Änderung der Orbitalebene**

Eine Änderung der Orbitalebene benötigt sehr viel Treibstoff (vgl. Formel).

Auswirkungen der Manöverposition:

* Eine Drehung der Orbitalebene im aufsteigenden Knoten ändert nur die Inklination (links).
* Ein Bild, das Diagramm, Kreis, Reihe enthält.

  Automatisch generierte BeschreibungEine Drehung der Orbitalebene an einem beliebigen Punkt ändert die Inklination und Rektaszension des aufsteigenden Knotens (rechts).

**Two- and Three-Impulse Manoeuvres**

Hohmann Transfer:

1. Für ist das für einen Hohmann-Transfer erforderliche Gesamt-Δ𝑣𝑣 größer als die Geschwindigkeitssteigerung, die erforderlich ist, um dem Gravitationspotential der Erde auf einer parabolischen Flugbahn Δ𝑣 zu entkommen.

2. Für ist der Hohmann-Transfer das energieeffizienteste Impulsmanöver (zwei tangentiale Impulse) für den Transfer zwischen zwei koplanaren Kreisbahnen!

3. Um einen Hohmann-Transfer von einer niedrigeren zu einer höheren Kreisbahn durchzuführen, muss das Raumfahrzeug zweimal beschleunigt werden, obwohl die Geschwindigkeit der Endumlaufbahn geringer ist als die Geschwindigkeit der Anfangsumlaufbahn!

**Ein Bild, das Kreis, Text, Diagramm, Screenshot enthält.

Automatisch generierte BeschreibungWie kann ein Zielorbit schneller erreicht werden, als es mit einem Hohmann Transfer möglich ist?**

Ein Bild, das Text, Reihe, Diagramm, Screenshot enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Three-Impulse Manoeuvres**

* Für ist das Dreiimpulsmanöver das energieeffizienteste Impulsmanöver zum Wechsel zwischen zwei Kreisbahnen!
* Das Dreiimpulsmanöver ermöglicht eine Änderung weiterer Flugbahnparameter (z.B. Neigung) ohne zusätzlichen 𝛥v-Bedarf.

Allerdings: Lange Manöverzeiten beachten (bei bemannten Missionen unpraktikabel?)!

Ein Bild, das Kreis, Diagramm, Entwurf, Reihe enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**External Bi-Elliptic Transfer**

* Der bi-elliptische Transfer verwendet zwei koaxiale Halbellipsen, die über die äußere Zielumlaufbahn hinausragen.
* Idee: Wenn Punkt B weit genug vom Fokus entfernt platziert wird, ist die Geschwindigkeit sehr klein!
* Der Grenzwert ist eine koplanare Version des Dreiimpulsmanövers:

für

Ein Bild, das Kreis, Diagramm enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Ein Bild, das Reihe, Diagramm, Text, Quittung enthält.

Automatisch generierte BeschreibungInternal Bi-Elliptic Transfer**

Ein Bild, das Text, Reihe, Diagramm, Screenshot enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Fällt Ihnen ein Vorteil des internen bi-elliptischen Transfers gegenüber dem Hohman-Transfer ein?**

Ein Bild, das Text, Reihe, Diagramm, Zahl enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Continuous Thrust Manoeuvres**

Der -Bedarf für das kontinuierliche Aufspiralen eines Orbits auf einen Radius r entspricht der Differenz der Bahngeschwindigkeiten der beiden kreisförmigen Orbits.

Vorteile:

* Ermöglichen den Einsatz effizienterer Triebwerke, die bei gleichem ∆𝑣-Bedarf weniger Treibstoffmasse verbrauchen (z. B. elektrische Triebwerke)

Nachteile:

* Manöver mit geringem Schub sind hinsichtlich des Geschwindigkeitsbedarfs ∆𝑣 ungünstiger als impulsive Manöver mit hohem Schub.
* Manöver mit geringem Schub führen zu langen Transferzeiten (im Bereich von Monaten).

Aber: Manche interplanetare Missionen können nur mit Triebwerken mit geringem Schub durchgeführt werden.

**Verstehen Sie die Auswirkungen impulsiver Manöver auf die ISS-Umlaufbahn**

Ein Bild, das Text, Diagramm, Reihe, Schrift enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

**Zeichnen Sie die Flugbahn eines Hohman-Transfers von einer niedrigeren zu einer höherenEin Bild, das Text, Schrift, weiß enthält.

Automatisch generierte BeschreibungEin Bild, das Reihe, Diagramm, Text, Steigung enthält.

Automatisch generierte Beschreibung Kreisbahn in relativen Zahlen (der Ursprung ist das Ziel) und vice-versa!**

Ein Bild, das Text, Reihe, Diagramm, Screenshot enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

### Fundamentals of Orbit and Attitude Determination and Control

**Analog vs. Digital**

* **Analoges System**: Arbeitet mit kontinuierlichen Signalen, die stufenlos zwischen Werten variieren (z. B. Spannung oder Wellenformen). In analogen Steuerungssystemen besteht der Regler aus Widerständen, Kondensatoren, Operationsverstärkern usw.
* **Digitales System**: Verarbeitet diskrete Signale, die in Form von Zahlen oder binären Zuständen (0 und 1) dargestellt werden. Ein digitaler Controller hat die Form eines programmierten Digitalcomputers.

**Manual vs. Automatic**

Ein Bild, das Text, Diagramm, Screenshot enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

Aktives vs. Passives Kontrollsystem

* **Aktives Kontrollsystem**: Nutzt Energie und mechanische oder elektrische Komponenten (z. B. Motoren, Sensoren, Steuercomputer), um aktiv auf Störungen zu reagieren und ein System zu stabilisieren oder zu steuern.
* **Passives Kontrollsystem**: Verwendet keine externe Energie, sondern verlässt sich auf natürliche Effekte oder speziell gestaltete Strukturen (z. B. Dämpfer, Federn, Schwungmassen), um Stabilität oder Steuerung zu erreichen.

Ein Bild, das Text, Screenshot, Schrift, Diagramm enthält.

Automatisch generierte BeschreibungKomponenten eines aktiven Kontrollsystems:

1. Plant (System)
2. Sensor(en)
3. Controller
4. Aktuator(en)

Ein aktives Kontrollsystem…

* Verbindet Ausgabemessungen mit Eingabebefehlen unter Verwendung eines aktiven Steuergeräts.
* Ermöglicht den Umgang mit Modellunsicherheiten und -störungen.
* Ist in den meisten modernen, von Menschenhand geschaffenen Systemen erforderlich!

**Open-loop vs. Closed-loop**

* **Open-Loop-System**: Arbeitet ohne Rückkopplung; die Steuerung erfolgt ausschließlich basierend auf vorgegebenen Eingaben, ohne die Auswirkungen zu überwachen (z. B. ein Toaster).
* **Closed-Loop-System**: Nutzt Feedback, um die Ausgabe kontinuierlich zu überwachen und die Steuerung anzupassen, sodass das gewünschte Ergebnis erreicht wird (z. B. ein Thermostat). Closed-loop Systeme können somit Unsicherheiten und Störungen ausgleichen/verrechnen.

**(Negative) Feedback Control System**

Ein Bild, das Text, Screenshot, Schrift, Reihe enthält.

Automatisch generierte BeschreibungEin **Negative-Feedback-System** ist ein Kontrollsystem, bei dem die Ausgabe mit der gewünschten Sollgröße verglichen wird, und Abweichungen werden genutzt, um die Eingabe so anzupassen, dass die Abweichung verringert wird.

**Merkmale:**

* Negative Rückkopplung wirkt **stabilisierend** und hält das System in einem gewünschten Zustand.
* Beispiel: Ein Thermostat reguliert die Heizleistung, indem es die tatsächliche Temperatur mit der gewünschten vergleicht und die Heizung abschaltet, wenn die Temperatur erreicht ist.

**Vorteil:**

* Ein geschlossener Regelkreis kann das gewünschte Systemverhalten trotz Störungen und Systemverhaltensänderungen sicherstellen.

Ein Bild, das Text, Diagramm, Screenshot, Reihe enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Nachteile:**

* Erhöhte Kosten und Komplexität.
* Wenn das Steuerungssystem nicht richtig ausgelegt ist, kann es zu instabilem Verhalten kommen.

**Performance Specifications of a Control System (Gütezahlen eines Kontrollsystems)**

**Time domain errors:**

* **Steady state error:** Die Differenz zwischen der tatsächlichen und der befohlenen Position, nachdem der Controller die Korrekturen vorgenommen hat.
* **Overshoot:** Ein Ausgang überschreitet seinen Endwert.
* **Settling time:** Die verstrichene Zeit von der Anwendung eines sofortigen Schritteingangs bis zu dem Zeitpunkt, an dem der Ausgang innerhalb eines angegebenen Fehlerbands bleibt.

**Frequency domain errors:**

* Stability margins
* Robust performance

**Time vs. frequency domain**

* Ein Zeitbereichsdiagramm (time-domain graph) zeigt, wie sich ein Signal im Laufe der Zeit ändert.
* Ein Frequenzbereichsdiagramm (frequency-domain graph) zeigt, welcher Anteil des Signals innerhalb eines Frequenzbereichs innerhalb jedes gegebenen Frequenzbands liegt.

Ein Bild, das weiß, Entwurf enthält.

Automatisch generierte BeschreibungArten von Gleichgewichten:

Stability of a System:

* Statisch: Wenn ein aus dem Gleichgewicht geratenes System eine „anfängliche Tendenz“ hat, in seinen Gleichgewichtszustand zurückzukehren, wird angenommen, dass das System statisch stabil ist.
* Ein Bild, das Text, Reihe, Schrift, Diagramm enthält.

  Automatisch generierte BeschreibungDynamisch: Nicht nur die anfängliche Tendenz, sondern auch die Amplituden der Reaktion aufgrund von Störungen nehmen in begrenzter Zeit ab, um den Gleichgewichtszustand zu erreichen.

Stability Criteria and Margins:

* Wenn eine beliebige Frequenz eine Verstärkung von 0 dB und eine Phasenverschiebung von -180° erzeugt, ist das geschlossene Kreislaufsystem instabil!
* Der Spielraum (margin) gibt an, wie weit wir von diesem Punkt entfernt sind!

Arten von Reglern: P, I, D, PI, PID

Ein Bild, das Text, Screenshot, Schrift, Zahl enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Verstehen Sie die grundlegenden Konzepte der Kontrolltheorie und von Kontrollsystemen.**

**Satellite tracking methods:**

* Radar tracking
* Laser tracking
* Satellite based navigation systems (GPS, Galileo, GLONASS)

**Radar Tracking:**

* Line-of-sight distance:
  + Die Entfernung vom Satelliten zur Station;
  + Berechnet aus der Hin- und Rücklaufzeit eines Radarsignals, das von der Antenne der Bodenstation zum Satelliten ausgesendet und zur Station zurückgestrahlt wird.
* Line-of-sight velocity:
  + Sichtliniengeschwindigkeiten des Raumfahrzeugs relativ zur Bodenstation;
  + Abgeleitet aus der Dopplerverschiebung einer Radarwelle, die von der Bodenstation ausgesendet, vom Satelliten reflektiert und wieder an der Bodenstation empfangen wird.

**Satellite Laser Ranging:**

* Eine Technik zur genauen Messung der Entfernung zwischen einer Laserstation und einem Satelliten (ausgestattet mit Retroreflektoren).
* SLR wurde bereits 1964 demonstriert.
* Moderne Lasersender erzeugen grünes Laserlicht mit einer Wellenlänge von 532 nm und ultrakurzen Impulsen von 30-200 ps, die mit einer Frequenz von 5-10 Hz wiederholt werden.
* SLR ist auf die Verfügbarkeit hochpräziser Orbitelemente mit hoher Priorität für die Antennenausrichtung angewiesen (keine automatische Nachführung).
* Die Verwendung von SLR für das regelmäßige Tracking ist aufgrund der Abhängigkeit vom Wetter an den Laserstationen eingeschränkt.

**Satellite Based Navigation Systems:**

* Die satellitengestützte Navigation basiert auf einem globalen Netzwerk von Satelliten, die Funksignale aus der mittleren Erdumlaufbahn senden. Triangulieren die Position eines beliebigen Objekts.
* Es gibt vier verschiedene Konstellationen: Global Positioning System (GPS) aus den USA, GLONASS aus Russland, Galileo aus der EU und BeiDou aus China. Diese werden als GNSS (Global Navigation Satellite Systems) bezeichnet

**Haben Sie einen allgemeinen Überblick über die Bestimmung der Satellitenumlaufbahnen.**

* Die Umlaufbahnbestimmung erfordert Messungen, die mit der Position und/oder Geschwindigkeit des Satelliten in Zusammenhang stehen!
* Die meisten Softwareprogramme implementieren einen generischen Parameterschätzprozess mit kleinsten Quadraten („least squares parameter estimation process“) zur Schätzung der Umlaufbahn von Satelliten und zur Verarbeitung von Verfolgungsdaten.
* Der Zweck des Schätzprozesses besteht darin, Korrekturen an einer Reihe von Modellparametern zu berechnen, und zwar so, dass die Beobachtungsreste („residuals“) minimiert werden.
* Dies ermöglicht Vorhersagen der zukünftigen Flugbahn des Raumfahrzeugs über den Zeitraum hinaus, für den echte Verfolgungsbeobachtungen gesammelt wurden.

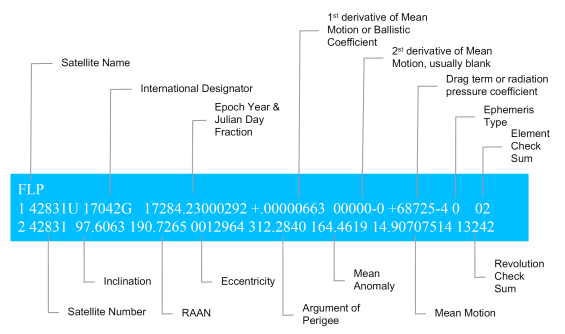
Ein Bild, das Text, Diagramm, Schrift, Reihe enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

Ein Bild, das Schrift, weiß, Text, Reihe enthält.

Automatisch generierte Beschreibung

**Two-Line Elements**

Ein NORAD two-line element set besteht aus zwei 69 Zeichen langen Datenzeilen, die zusammen mit NORADs SGP4/SDP4-Orbitalmodell verwendet werden können, um die Position und Geschwindigkeit des zugehörigen Satelliten zu bestimmen.

**Verstehen Sie, wie die Lage eines Satelliten bestimmt werden kann**

**Definition von „attitude“ (Lage/Ausrichtung des Satelliten)**

* Winkelausrichtung eines kartesischen Koordinatensystems in Bezug auf ein anderes kartesisches Koordinatensystem!

**Definition von „attitude determination“**

* Die Untersuchung von Methoden zur Schätzung der richtigen orthogonalen Transformationsmatrix von einem kartesischen Koordinatensystem in ein anderes kartesisches Koordinatensystem!
* 3D-Lage wird am häufigsten aus Vektormessungen abgeleitet, z. B. Richtung zu Sternen, der Erde, der Sonne usw.
* Sobald die Richtung in zwei verschiedenen Systemen bekannt ist:
  1. Inertialsystem
  2. Sensorsystem

->Die Lage kann über entsprechende Algorithmen (z. B. die TRIAD-Methode) abgeleitet werden!

Ein Bild, das Text, Screenshot, Schrift, Zahl enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Attitude Paramterization Overview**

**Kinematic Singularities / Gimbal Lock (Euler Angles)**

Ein ähnliches Problem tritt bei 3D-Rotationen auf (ist aber schwerer zu visualisieren): Wenn der Nickwinkel bei 𝜃 = 𝜋/2 gehalten wird, wird eine Art „Nordpol“ erreicht, bei dem Roll- und Gierwinkel unabhängig voneinander variieren, aber nur einen Freiheitsgrad verursachen.

->Das System verhält sich effektiv so, als hätte es nur zwei unabhängige Rotationsachsen statt drei.

**Kardangelenksperre (Gimbal Lock)** ist der Verlust eines Freiheitsgrades in einem dreidimensionalen Drei-Kardangelenkmechanismus, der auftritt, wenn die Achsen von zwei der drei Kardangelenke in eine parallele Konfiguration getrieben werden.

Hinweis: Keiner der einzelnen Kardangelenke ist tatsächlich gesperrt. Alle drei Kardangelenke können sich noch frei um ihre jeweiligen Aufhängungsachsen drehen.

Ein Bild, das Text, Screenshot, Schrift, Zahl enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Vector Measurement Overview**

Ein Bild, das Text, Screenshot, Schrift, Zahl enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Wissen Sie, wie die Lage eines Satelliten gesteuert werden kann.**

Ein Bild, das Reihe, Diagramm, Text, parallel enthält.

Automatisch generierte Beschreibung**Verschaffen Sie sich einen Überblick über die wichtigsten Störmomente, die auf einen Satelliten wirken.**

**Passive attitude control:**

* Aerodynamic Stabilization (in LEO anwendbar)
* Gravity Gradient Stabilization (günstig, ideal für Langzeit-Missionen)
* Magnetic Stabilization (am effektivsten in äquatornahen Orbits)

**Active attitude control**

Actuators:

* Thrusters
* Magnetorquers
* Reaction Wheels
* Control Moment Gyros (CMGs)

Control Strategies

* Spin Stabilization
* Three-Axis Stabilization

